

# สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การศึกษาและพัฒนาปีกอากาศยานเพื่อภารกิจบรรทุกน้ำหนัก

Study and development of wing's aircraft for load carrier mission

ผู้จัดทำ



T119367

นาย รวิน สิลาวรรกุล

นาย ศรุติ ฉายเปล่ง

นาย อธิวิวัฒน์ ศิลปตระกูล

อาจารย์ที่ปรึกษา

รศ.ดร.จาร์วัตร เจริญสุข

เลขหมู่.....  
เลขทะเบียน...119367  
วัน,เดือน,ปี...- 7 S.A. 2554

b.....  
i.....

ปริญญาานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2553

ปริญญาานิพนธ์ปีการศึกษา 2553

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาโทปีการศึกษา 2553

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การศึกษาและพัฒนาปีกอากาศยานเพื่อภารกิจบรรทุกน้ำหนัก

Study and development of wing's aircraft for load carrier mission

ผู้จัดทำ

- |                  |             |              |          |
|------------------|-------------|--------------|----------|
| 1. นายรวิน       | ลีลาวรกุล   | รหัสนักศึกษา | 50011270 |
| 2. นายศรุต       | ฉายเปล่ง    | รหัสนักศึกษา | 50011539 |
| 3. นายอิทธิวัฒน์ | ศิลป์ตระกูล | รหัสนักศึกษา | 50011955 |

อาจารย์ที่ปรึกษา

(รศ.ดร.จารุวัตร เจริญสุข)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## การศึกษาและพัฒนาปีกอากาศยานเพื่อภารกิจบรรทุกน้ำหนัก

นายรวิณ ลีถาวรกุล

นายศรุตติ ฉายเปล่ง

นายอิทธิวัฒน์ ศิลปตระกูล

รศ.ดร.จารุวัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษา

ปีการศึกษา 2553

### บทคัดย่อ

เนื่องจากในปัจจุบันนี้มีการใช้และพัฒนาอากาศยานไร้คนขับ เพื่อรองรับภารกิจต่างๆ อย่างแพร่หลาย เช่น การบรรทุกสัมภาระ การสำรวจภูมิประเทศ แต่การใช้และพัฒนาส่วนใหญ่อาศัยความเชี่ยวชาญของผู้สร้างเป็นหลัก ไม่ได้คำนึงถึงทฤษฎีและความปลอดภัยตามหลักของวิศวกรรม

โครงการนี้จึงมีวัตถุประสงค์เพื่อพัฒนาและสร้างปีกอากาศยานให้ตรงตามคุณลักษณะและสมรรถนะที่กำหนด ซึ่งเป็นความร่วมมือกันระหว่างภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและภาควิชาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ โดยมีการวิเคราะห์สมรรถนะและสร้างตามหลักทางวิศวกรรม อากาศยานที่ทำการออกแบบนั้นมีขนาดกางปีก 2.36 เมตร น้ำหนักสูงสุด 11 กิโลกรัม กำลังของเครื่องยนต์ที่ความเร็วสูงสุด 1.5 แรงม้า ซึ่งเมื่อนำมาบินทดสอบโดยวิทยุบังคับ พบว่าเครื่องบินมีสมรรถนะใกล้เคียงกับที่ต้องการ พร้อมสำหรับนำไปพัฒนาในอนาคตต่อไป

## Study and development of wing's aircraft for load carrier mission

Rawin leelavorakul

Sarut Chaypleng

Ittiwat Sinlapatragoon

Jarrewat Charoensuk Advisor

### Abstract

Nowadays, small aircrafts are widely used in various missions such as carried luggage, surveying landscapes. The most of use and development are based on experience of the creator but not consider in a theory or safety in engineering method.

The main purpose of this project is to study and to improve the performance of an existing small aircraft to meet the customer characteristics and performance requirements. This project is a collaboration between mechanical engineering department and computer engineering department which by the analysis of performance according to the construction and engineering method. The final design is 2.36 meter wing span and 11 kilogram all-up weight. Power of the engine at maximum speed is 1.5 hp. The aircraft was successfully flown by radio control and close to the desired performance.

## กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้คงไม่อาจเสร็จลงได้ด้วยดี หากไม่ได้รับความช่วยเหลือและความร่วมมือจากหลายๆ ฝ่ายด้วยกัน บุคคลแรกที่ต้องกล่าวถึงเพราะเป็นบุคคลสำคัญที่ทำให้ปริญญาานิพนธ์นี้เสร็จลงได้ ก็คือ รศ.ดร.จารุวัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษาที่ให้คำปรึกษา คำแนะนำ และเอาใจใส่ด้วยดีเสมอมา ซึ่งต้องขอขอบพระคุณอย่างมาก

ทั้งนี้ยังต้องขอบพระคุณ ลุงจารึก ผู้ที่ทำการบินให้ คุณพ่อสุภกิจที่กรุณาสอนเทคนิคและวิธีการต่างๆ ในการสร้างปีกอากาศยานและช่วยติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ จนเครื่องพร้อมบิน คุณแม่ พรพรรณและพีเบิร์ดที่คอยให้กำลังใจ และเลี้ยงดูเป็นอย่างดีเสมอมา

ขอบคุณ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่ได้มอบความรู้ต่างๆ จนกระทั่งสามารถนำความรู้นั้นมาใช้ในการดำเนินงานจนสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี รวมทั้งเพื่อนๆ ที่ภาควิชาเครื่องกลทุกคน ที่ได้ให้ความช่วยเหลืออื่นๆ

สุดท้ายขอขอบพระคุณบุคคลสำคัญที่สุดที่ทำให้พวกเรามีวันนี้ คือ บิดา มารดา อันเป็นที่เคารพรักยิ่ง ซึ่งได้เลี้ยงดูพวกเราเป็นอย่างดี พร้อมทั้งให้โอกาสในการศึกษาอย่างเต็มที่ อีกทั้งยังคอยให้กำลังใจและเอาใจใส่เสมอมาในทุกๆ ด้านอันหาที่เปรียบมิได้ พวกเราขอระลึกในพระคุณอันสุดประมาณและขอกราบขอบพระคุณมา ณ ที่นี้

นาย รวิน ลีลาวรกุล

นาย ศรุต ฉายเปล่ง

นาย อธิวิวัฒน์ ศิลปตระกูล

## สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญรูปภาพ	VIII
สารบัญตาราง	X
สารบัญกราฟ	XI
สัญลักษณ์	XII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาของโครงการ	1
1.2 วัตถุประสงค์	1
1.3 ขอบเขตของโครงการ	2
1.4 วิธีการดำเนินงาน	2
บทที่ 2 ทฤษฎีพื้นฐาน	3
2.1 ทฤษฎีทางการแผนแบบ	3
2.2 ชั้นส่วนประกอบหลักของอากาศยาน	5
2.3 พื้นที่บังคับการบิน	6
2.4 แกนของอากาศยานและการเคลื่อนไหวยรอบแกนต่างๆ	7
2.5 แรงที่เกิดขึ้นกับเครื่องบิน	8
2.6 ส่วนประกอบต่างๆ ของแผนอากาศ	9
2.7 ปัจจัยในการออกแบบแผนอากาศ	10
2.8 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ของปีก	12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.9 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ที่ใช้ในการออกแบบอากาศยาน	13
2.10 Takeoff performance	16
2.11 Landing performance	16
2.12 ความเร็วการเลี้ยวในมุมเอียงต่างๆ	17
2.13 รัศมีการเลี้ยวในมุมเอียงต่างๆ	18
2.14 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและแรงต้านขั้นต้น	19
2.15 กำลังของเครื่องยนต์	19
2.16 ทฤษฎีทางโครงสร้าง	21
2.16.1 โครงสร้างเครื่องบิน	21
2.16.2 โครงสร้างปีกเครื่องบิน	22
2.17 ทฤษฎีทางกลศาสตร์	25
2.17.1 จุดศูนย์กลาง	25
2.17.2 การหาจุดศูนย์กลาง	26
2.17.3 แรงเฉือนและ โมเมนต์คัตในคาน	27
2.18 อุปกรณ์ในการควบคุม	40
2.18.1 ใบพัด	40
2.18.2 วงจรในการควบคุม	41
2.18.3 อุปกรณ์ส่วนประกอบอื่นๆ	42
<b>บทที่ 3 การออกแบบและการคำนวณ</b>	<b>43</b>
3.1 คุณลักษณะและสมรรถนะของอากาศยานที่ต้องการ	43
3.2 การออกแบบและการคำนวณ	43

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.3 การทดสอบความแข็งแรงของวัสดุที่ใช้ในการสร้างปีกอากาศยาน	58
3.3.1 การทดสอบค่า Bending stress ของไม้บัลซ่า	58
3.3.2 การทดสอบค่า Tensile stress ของผ้าใยไฟเบอร์	59
3.3.3 การทดสอบค่า Bending stress ของไม้บัลซ่าหุ้มด้วยผ้าใยไฟเบอร์	60
3.3.4 การทดสอบค่า Bending stress ของท่ออลูมิเนียม	61
3.4 หาค่าความปลอดภัยที่ท่ออลูมิเนียม	62
3.5 หาค่าความปลอดภัยที่ไม้อัดบริเวณรูเสียบท่ออลูมิเนียม	63
3.6 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อย (I)	64
3.7 หาค่าความปลอดภัยที่ผิวด้านบนและด้านล่างของปีกกรณีมีที่ค้ำปีก	65
บทที่ 4 การสร้างปีกอากาศยาน	66
4.1 วัสดุที่ใช้	66
4.2 ขั้นตอนการสร้างปีก	66
4.3 ขั้นตอนวิธีการปูผ้าใยไฟเบอร์กลาสลงบนโครงปีกของอากาศยาน	71
4.4 การประกอบอากาศยาน	73
บทที่ 5 การทดสอบและผลการทดสอบ	74
5.1 วัตถุประสงค์	74
5.2 อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดสอบ	74
5.3 การทดสอบ	74
5.4 วิธีการทดสอบ	75
5.4.1 เวลาและระยะการวิ่งขึ้น	75
5.4.2 เวลาและระยะการลงจอด	75
5.4.3 ความเร็วในการวิ่งขึ้น	76

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
5.4.4 ความเร็วสูงสุด	76
5.4.5 อัตราการใช้เชื้อเพลิง	77
5.5 ผลการทดสอบ	77
<b>บทที่ 6 บทวิจารณ์และสรุป</b>	<b>81</b>
6.1 วิจารณ์ผลการทดลอง	81
6.2 สรุปผลการทดลอง	81
6.3 การคาดการณ์ผลการทดลอง	82
6.4 ปัญหาที่เกิดขึ้นในการทดสอบและแนวทางแก้ไข	86
6.5 ประโยชน์ที่ได้รับจากโครงการ	86
6.6 แนวทางที่สามารถนำไปใช้ในอนาคต	86
<b>บรรณานุกรม</b>	<b>87</b>



## สารบัญรูปภาพ

	หน้า
บทที่ 2 ทฤษฎีพื้นฐาน	
รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบหลักของอากาศยาน	5
รูปที่ 2.2 ส่วนประกอบหลักของอากาศยานบังคับการบิน	6
รูปที่ 2.3 การเคลื่อนไหวยรอบแกนต่างๆ	7
รูปที่ 2.4 แรงกระทำต่างๆ ที่เกิดกับเครื่องบิน	8
รูปที่ 2.5 ส่วนต่างๆ ของแพนอากาศ (Airfoil)	9
รูปที่ 2.6 ลักษณะของแพนอากาศ (Airfoil)	11
รูปที่ 2.7 แรงยกที่เกิดจากปีกเครื่องบิน	12
รูปที่ 2.8 ส่วนของ tip chord และ root chord	15
รูปที่ 2.9 แรงที่เกิดขึ้นสำหรับการเลี้ยวของเครื่องบิน	17
รูปที่ 2.10 รัศมีในการเลี้ยวของ	18
รูปที่ 2.11 ภาพในส่วนปีกของเครื่องบิน	23
รูปที่ 2.12 จุดศูนย์กลางถ่วง (Center of gravity) หรือ CG	26
รูปที่ 2.13 คานอย่างง่ายและคานอย่างง่ายมีปลายยื่นเลย	27
รูปที่ 2.14 คานต่อเนื่องและคานปลายยื่น	28
รูปที่ 2.15 คานปลายตรงและคานปลายยื่นมีหมอนรอง	29
รูปที่ 2.16 คานที่วิเคราะห์ด้วยสมดุลสถิตได้	30
รูปที่ 2.17 คานที่วิเคราะห์ด้วยสมดุลสถิตอย่างเดียวไม่ได้	30
รูปที่ 2.18 แรงที่กระทำเป็นจุด	31
รูปที่ 2.19 แรงที่กระจายสม่ำเสมอบนคาน	31
รูปที่ 2.20 แรงที่กระจายสม่ำเสมอบนคาน	32
รูปที่ 2.21 โมเมนต์ของแรงคู่ควบ	32
รูปที่ 2.22 การโค้งตัวของคานหลังรับภาระตัด	36

## สารบัญรูปภาพ (ต่อ)

	หน้า
รูปที่ 2.23 การกระจายของความเค้นเฉือน	38
รูปที่ 2.24 วงจรโดยรวมในการควบคุมเครื่องบิน	42
<b>บทที่ 3 การออกแบบและการคำนวณ</b>	
รูปที่ 3.1 รูปร่างของเพนอากาศ (airfoil) NACA 63 <sub>2</sub> -415	45
รูปที่ 3.2 เครื่องยนต์ OS FS200 S	57
รูปที่ 3.3 ไม้บัลซ่านำมาทดสอบ	58
รูปที่ 3.4 ผ้าใยไฟเบอร์ที่นำมาทดสอบ	59
รูปที่ 3.5 ไม้บัลซ่าหุ้มด้วยผ้าใยไฟเบอร์ที่นำมาทดสอบ	60
รูปที่ 3.6 ท่อลูมิเนียมที่นำมาทดสอบ	61
<b>บทที่ 4 การสร้างปีกอากาศยาน</b>	
รูปที่ 4.1 อากาศยานเมื่อประกอบเสร็จ	73
<b>บทที่ 5 การทดสอบและผลการทดสอบ</b>	
รูปที่ 5.1 วิธีการทดสอบระยะการวิ่งขึ้น (Takeoff)	75
รูปที่ 5.2 วิธีการทดสอบระยะการลงจอด (Landing)	75
รูปที่ 5.3 วิธีการวัดความเร็วสูงสุด	76
<b>บทที่ 6 บทวิจารณ์และสรุป</b>	
รูปที่ 6.1 การทดสอบ Static thrust	83

## สารบัญตาราง

	หน้า
ตารางที่ 3.1 ตารางแสดงคุณสมบัติมาตรฐานของอากาศที่ความสูงต่างๆ	46
ตารางที่ 3.2 ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเลี้ยว(degree) ความเร็วที่ใช้และรัศมีที่ใช้ในการเลี้ยว	54
ตารางที่ 3.3 การคำนวณการหาค่าตั้งเครื่องยนต์ที่ต้องใช้ตามความเร็วต่างๆ	57
ตารางที่ 3.4 คุณสมบัติต่างๆ ของโครงสร้างไม้อัด	63



## สารบัญกราฟ

	หน้า
กราฟที่ 3.1 ความสัมพันธ์ระหว่าง $C_L$ และมุมปะทะของ airfoil NACA 63 <sub>2</sub> -415	44
กราฟที่ 3.2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง Reynolds number กับ Drag coefficient ซึ่งแสดงการไหลของอากาศบนระนาบเรียบ	47
กราฟที่ 3.3 แผนภูมิความสัมพันธ์ระหว่าง Re แสดง และ $C_{L\max}$	48
กราฟที่ 3.4 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) กับมุมปะทะสามมิติ	50
กราฟที่ 5.1 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 0 กิโลกรัม	78
กราฟที่ 5.2 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 1 กิโลกรัม	78
กราฟที่ 5.3 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 2 กิโลกรัม	79
กราฟที่ 5.4 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม	79



## รายการสัญลักษณ์

### ตัวอักษร

A	พื้นที่ (Area), $m^2$
AR	Aspect Ratio
b	กางปีก (Span), m
$C_w$	Chord, m
C	สัมประสิทธิ์ (Coefficient)
d	เส้นผ่าศูนย์กลางกลางของลำตัว, m
D	แรงต้าน (Drag), N
e	Oswald's efficiency
HP	แรงม้า (Horse power)
l	ระยะจาก MAC ของปีกถึง MAC ของหาง, m
	ความยาวลำตัว, m
L	แรงยก (Lift), N
P	กำลัง (Power), W (HP)
Re	Reynold's Number
$S_w$	พื้นที่ของเงापีกหรือหาง, $cm^2$
S	ระยะทาง, m
t	เวลา (time), s
T	แรงขับ (Thrust), N
V	ความเร็ว (Velocity), m/s
w	ความกว้าง (Width), m
W	น้ำหนัก (Weight), N

## ตัวอักษรกรีก

$\alpha$	มุมปะทะ (Angle of attack), deg (rad)
$\rho$	ความหนาแน่นของอากาศ, kg/m <sup>3</sup>
$\lambda$	Taper ratio

## ตัวห้อย (Subscripts)

cruise	เดินทาง (Cruise)
d	แรงต้านเมื่อแรงยกเป็นศูนย์ (Zero-lift drag)
D	แรงต้าน (Drag)
g	ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วง ระยะวิ่งก่อนอากาศยานขึ้นสู่อากาศ
$l_{max}$	แรงยกสูงสุด (Maximum lift)
$l_{cruise}$	แรงยกขณะบินเดินทาง (Cruising lift)
L	แรงยก (Lift)
	ลงจอด (Landing)
$L_0$	แรงยกเนื่องจากปีกเมื่อมุมปะทะเป็นศูนย์
max	สูงสุด (Maximum)
min	ต่ำสุด (Minimum)
r	ต้น (root)
R	ที่ต้องการ (Required)
stall	ร่วงหล่น (Stall)
t	หาง (Tail)
	ปลาย (Tip)
TO	บินขึ้น (Takeoff)
w	ปีก (Wing)
$\infty$	กระแสอากาศอิสระ (Free stream)
0	ศูนย์ (Zero)

## บทที่ 1

### บทนำ

#### 1.1 ความเป็นมาของโครงการ

เนื่องจากในปัจจุบันนี้ การพัฒนาเครื่องบินเล็กเป็นนวัตกรรมที่กำลังได้รับความสนใจและมีการพัฒนาอย่างต่อเนื่องในหลายประเทศ ซึ่งรวมถึงประเทศไทยนั้น แต่การพัฒนาส่วนใหญ่อาศัยความเชี่ยวชาญของผู้สร้างเป็นหลัก ไม่ได้คำนึงถึงความปลอดภัยตามหลักของวิศวกรรม

ด้วยเหตุนี้จึงได้มีความร่วมมือกันระหว่างภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและภาควิชาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ในการพัฒนาเครื่องบินเล็กขึ้นมาใหม่เพื่อให้รองรับภารกิจที่กำหนดไว้ โดยมีการวิเคราะห์สมรรถนะตามหลักทางวิศวกรรมและเสริมความแข็งแรงของโครงสร้างปีกของอากาศยานโดยเส้นใยไฟเบอร์ซึ่งเป็นเทคโนโลยีสมัยใหม่ที่น่าสนใจนำมาประยุกต์ใช้เพื่อเพิ่มเสถียรภาพในการบินให้ดียิ่งขึ้น

#### 1.2 วัตถุประสงค์

1.2.1 ออกแบบและพัฒนาอากาศยานในส่วนของปีกตามหลักทางวิศวกรรม เพื่อให้ตอบสนองต่อภารกิจที่กำหนดไว้ คือ สามารถบรรทุกสัมภาระหนัก 5 kg. และมีความเร็วสูงสุด 100 km/hr

1.2.2 เพื่อดัดแปลงและพัฒนาอากาศยานให้มีสมรรถนะในการบินขึ้น (Takeoff) และการลงจอด (Landing) ได้อย่างปลอดภัย

1.2.3 เพื่อศึกษาวิเคราะห์โครงสร้างความแข็งแรงและสร้างชิ้นส่วนปีกของอากาศยานโดยใช้เส้นใยไฟเบอร์กลาสเป็นวัสดุในการสร้าง

1.2.4 เพื่อทดสอบการบินของอากาศยาน ด้วยระบบบังคับวิทยุ

### 1.3 ขอบเขตของโครงการงาน

1.3.1 ทำการพัฒนาและออกแบบปีกของอากาศยาน โดยเน้นการวิเคราะห์ความแข็งแรงและโครงสร้างปีกของอากาศยานให้รองรับน้ำหนักบรรทุกได้ ซึ่งมีหลักการหรือทฤษฎีทางวิศวกรรมรองรับ

1.3.2 สามารถบ่งชี้ถึงสมรรถนะ (Aircraft Performance) และคุณลักษณะเฉพาะ (Aircraft Characteristic) พื้นฐาน ของอากาศยานได้โดยการคำนวณ ได้แก่ น้ำหนักรวมสูงสุดความเร็วร่วงหล่นพื้นที่ปีก , Wing configuration, Takeoff performance , Landing performance , ความเร็วและรัศมีที่ใช้ในการเลี้ยวที่มุมเอียงต่างๆ , ความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและแรงต้านขั้นต้น, กำลังของเครื่องยนต์ที่ใช้ในสถานะความเร็วต่างๆ ,ค่าโมเมนต์ที่กระทำ, ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยและความเค้นที่เกิดจากโมเมนต์คัด ตามคุณลักษณะและสมรรถนะที่ตั้งเป้าหมายไว้พร้อมทั้งเปรียบเทียบกับอากาศยานที่มีอยู่เดิมก่อนทำการปรับปรุง

1.3.3 การวิเคราะห์จะเป็นการนำข้อมูลที่ได้จากแหล่งข้อมูลต่างๆ มาคำนวณ และทำการทดสอบจริงเท่าที่จำเป็น เช่น Takeoff performance , Landing performance

1.3.4 การสร้างจริงจะขึ้นอยู่กับงบประมาณที่สนับสนุน

### 1.4 วิธีการดำเนินงาน

โครงการนี้เริ่มต้นด้วยการกำหนดคุณลักษณะของอากาศยาน ให้ตรงตามลักษณะการใช้งาน จากนั้นทำการศึกษาและรวบรวมข้อมูลเบื้องต้น ในเรื่องของกรออกแบบและสร้างอากาศยาน ขนาดลักษณะรูปร่างของปีก วัสดุต่างๆ ที่ต้องใช้ในการสร้างอากาศยาน ระบบต่างๆ รวมถึงอุปกรณ์ของอากาศยานและนำอากาศยานที่มีอยู่เดิมมาวิเคราะห์สมรรถนะเพื่อเปรียบเทียบกับเป้าหมายที่ได้ระบุไว้

จากนั้นนำความรู้ที่ได้ศึกษามาคำนวณค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ที่สำคัญของอากาศยานตามค่าคุณลักษณะที่กำหนดพร้อมทั้งทำการวิเคราะห์และสร้างโครงสร้างของอากาศยานที่ได้ขยายขนาดในแง่ของความแข็งแรง ภายใต้เงื่อนไขการทำงานหนักสุดที่จะเกิดขึ้น โดยสร้างเฉพาะชิ้นส่วนที่จะทำการปรับปรุงเพื่อให้ได้ตรงตามสมรรถนะที่ตั้งไว้ เมื่อทำการสร้างเสร็จสิ้นแล้วจึงประกอบชิ้นส่วนที่ได้ปรับปรุงเข้ากับอากาศยานเพื่อทำการบินทดสอบ

ในขั้นสุดท้าย ทำการทดสอบบิน พร้อมทั้งบันทึกและสรุปผล รวมถึงวิธีการแก้ปัญหาที่เกิดขึ้นในการทดสอบบิน ซึ่งเป็นแนวทางในการนำไปประยุกต์ใช้และปรับปรุงในอนาคตได้

## บทที่ 2

### ทฤษฎีพื้นฐาน

#### 2.1 ทฤษฎีทางการออกแบบ (Airplane design)

ทฤษฎีพื้นฐานที่ใช้ในการทำโครงการจะเป็นทฤษฎีทางการออกแบบอากาศยานและดำเนินการสร้างปีกเครื่องบิน โดยมีการประยุกต์ทฤษฎีบางส่วนให้เหมาะสมกับการออกแบบอากาศยาน โดยมีขั้นตอนหลักๆ ได้ 4 ขั้นตอน ดังนี้

##### 1) เงื่อนไขการออกแบบ (Definition of requirements)

เงื่อนไขในการออกแบบหรือข้อกำหนดของผู้ใช้ ซึ่งทางคณะผู้จัดทำต้องนำข้อมูลเหล่านี้ไปวิเคราะห์คำนวณให้อากาศยานที่ออกแบบเสร็จสมบูรณ์แล้วมีสมรรถนะ สามารถปฏิบัติการในสถานะที่ผู้ใช้ต้องการ ดังนั้นในการออกแบบปีกอากาศยานจะคำนึงถึงแบบที่ทำให้อากาศยานมีเสถียรภาพในการบิน ซึ่งสามารถกำหนดเงื่อนไข โดยสรุปได้ดังนี้

1. เครื่องบินบังคับวิทยุแบบเครื่องยนต์ด้านหน้า มีภารกิจในการบรรทุกสัมภาระ
2. มีน้ำหนักบรรทุก 5 kg
3. ความเร็วสูงสุด 100 km/hr
4. เป็นแบบที่มีเสถียรภาพ สามารถใช้ในการบรรทุกสัมภาระหรือประโยชน์อื่นๆ ได้ อย่างต่อเนื่องและมีประสิทธิภาพ

##### 2) การออกแบบเบื้องต้น (Conceptual Design)

ในขั้นนี้จะเป็นการออกแบบในขั้นต้นเพื่อหารูปร่างของอากาศยาน (Sizing) ที่สามารถทำภารกิจได้ตามต้องการที่ระบุไว้ในข้อ 1 และเมื่อสิ้นสุดในขั้นต้นออกแบบนี้ เราจะได้ค่า Parameter ที่สำคัญ ดังนี้

1. ขนาดรูปร่างภายนอกและน้ำหนักสูงสุดของอากาศยาน (General size and weight)
2. Maximum lift coefficient ( $C_{Lmax}$ )
3. Wing Aspect Ratio (AR)
4. Wing loading (W/S)
5. Thrust loading (HP/W)
6. Lift-to-drag ratio (L/D)
7. การออกแบบปีกอากาศยานเบื้องต้นโดยใช้โปรแกรม SolidWorks

### 3) การออกแบบขั้นแรก (Preliminary Design)

ในการออกแบบขั้นนี้จะไม่มีการเปลี่ยนแปลงขนาดรูปร่างในส่วนหลักของอากาศยานแต่สามารถเปลี่ยนการจัดวาง อุปกรณ์ภายในลำตัวและตำแหน่งของปีกได้เพื่อความสมดุลของอากาศยาน

นอกจากนี้การคำนวณและวิเคราะห์โครงสร้างของอากาศยานก็เป็นสิ่งที่จะต้องคำนึงถึงในขั้นนี้เพื่อความแข็งแรงของอากาศยาน การคำนวณแรงที่กระทำต่ออากาศยานนั้น จะใช้สมมติฐานให้แกนของปีก (Spar) เป็นที่รับแรงทางอากาศพลศาสตร์ทั้งหมด ในขณะที่ส่วนประกอบอื่นๆ นั้นเป็นส่วนที่ทำให้อากาศยานคงรูปอยู่ได้ ไม่ใช้รับแรง

### 4) การออกแบบรายละเอียด (Detail Design)

ในการออกแบบขั้นนี้จะต้องตรวจสอบแบบแผน ที่ได้มาในสองขั้นแรกว่าถูกต้องเหมาะสมหรือไม่ จากนั้นจึงทำการกำหนดขนาดและเก็บรายละเอียดของส่วนประกอบทุกส่วนเพื่อพร้อมที่จะนำไปดำเนินการสร้าง แต่ในการกำหนดรายละเอียดของแบบในขั้นนี้นั้น ต้องคำนึงถึงแบบที่สามารถนำไปสร้างได้จริง

เนื้อหาที่จะกล่าวถึงในหัวข้อต่อจากนี้ เป็นการคัดลอกมาจากแหล่งข้อมูลที่เกี่ยวข้อง ซึ่งสามารถสืบค้นได้จากเว็บไซต์ อาทิ เช่น - [www.buddyvoyage.com](http://www.buddyvoyage.com)

- [www.easyairplanes.com](http://www.easyairplanes.com)

- [www.community.spyhatyai.com](http://www.community.spyhatyai.com)

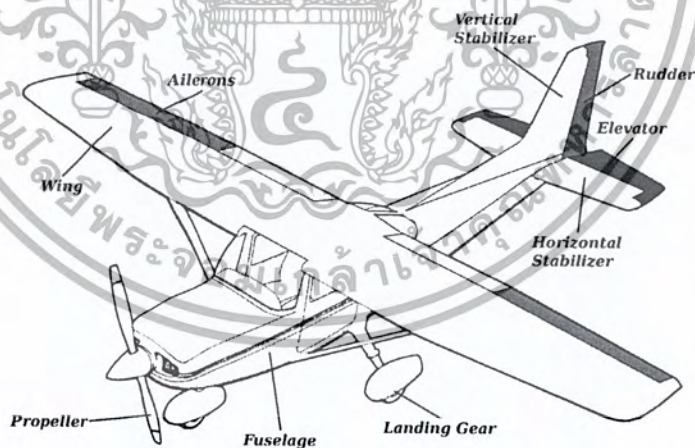
ผู้อ่านสามารถตรวจสอบและค้นคว้าเพิ่มเติมได้ในข้อมูลอ้างอิงของปริิณยานิพนธ์ฉบับนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.2 ชั้นส่วนประกอบหลักของอากาศยาน

ชั้นส่วนประกอบหลักของอากาศยานโดยทั่วไป ประกอบด้วย 3 ชั้นส่วนด้วยกัน คือ

1. ลำตัว (Fuselage) เป็น โครงสร้างหลักของอากาศยาน สำหรับให้ปีกและท่อนหางยึดเกาะอยู่
2. ปีก (Wing) เป็นส่วนที่ทำให้เกิดแรงยก ซึ่งจำเป็นในการทำให้อากาศยานนั้นสามารถบินอยู่ในอากาศได้ ชั้นส่วนประกอบย่อยที่ติดอยู่กับปีกของอากาศยานโดยทั่วไป คือ ปีกเล็กแก้อียง (Aileron)
3. ท่อนหาง (Empennage) หรือชุดประกอบหาง (Tail assembly) เป็นส่วนที่ประกอบติดอยู่กับลำตัว เพื่อให้สามารถบังคับอากาศยานให้เคลื่อนไหวและทรงตัวอยู่ได้ ท่อนหางของอากาศยานโดยทั่วไป ประกอบด้วย
  - แพนหางตั้ง (Vertical stabilizer) ซึ่งมีหางเสือเดี่ยว (Rudder) ติดอยู่
  - แพนหางระดับ (Horizontal stabilizer) ซึ่งมีแพนหางขึ้นลง (Elevator) ติดอยู่



รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบหลักของอากาศยาน [14]

## 2.3 พื้นที่บังคับการบิน

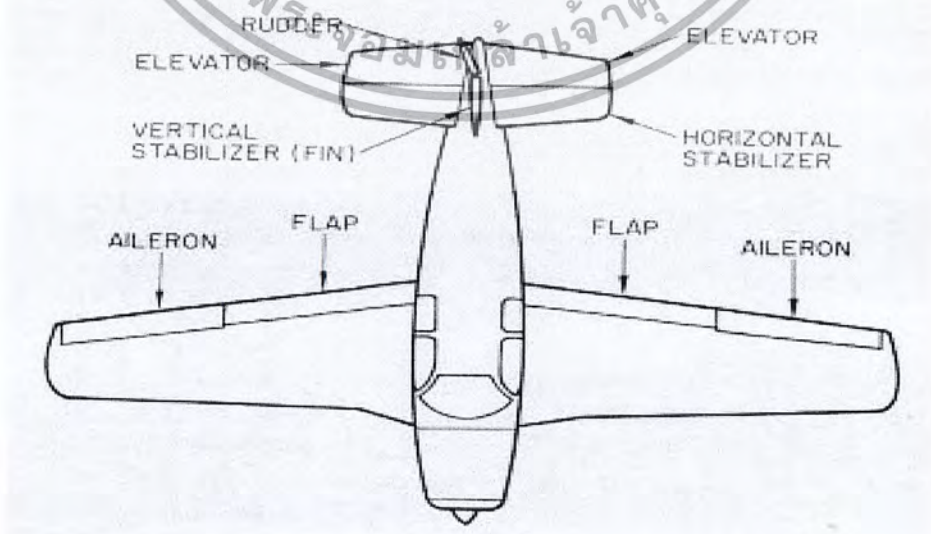
**Aileron** : เป็นพื้นผิวที่เคลื่อนไหวได้ ใช้ในการควบคุมท่าทางของเครื่องบิน ติดตั้งอยู่ที่ชายปีกหลังของปลายปีกทั้งสองข้าง จุดมุ่งหมายเพื่อ ควบคุมอาการเอียงของเครื่องบินหรือเคลื่อนที่รอบแกน Longitudinal Axis โดยสร้างความแตกต่างของแรงยกบนปีกทั้งสองข้างของเครื่องบิน เมื่อเราใช้พื้นที่บังคับการบินนี้ควบคุมการบิน เช่น โยกซ้ายหรือขวา ก็จะส่งผลให้ตัวเครื่องบินหมุนตัวรอบแกนลำตัว

**Elevator** : เป็นพื้นผิวที่ขยับเคลื่อนไหวได้ ใช้ในการควบคุมลักษณะบินของเครื่องบิน ออกแบบมาเพื่อให้เครื่องบินยกหัวขึ้นหรือลงหรือเคลื่อนที่รอบแกน Lateral Axis ติดตั้งอยู่ที่ชายหลังของแพนหาง

**Flap** : ติดตั้งอยู่ที่ชายปีกหลังใกล้กับลำตัว จะเป็นในลักษณะคล้ายบานพับหรือแบบเลื่อนถอยออกไปก็ได้ เพื่อเพิ่มหรือลดแรงยกของปีก โดยเพิ่มพื้นที่และความโค้งของปีก โดยปกติแล้ว จะใช้ตอนจะบินขึ้น (Takeoff) และตอนลง (Landing)

**Rudder** : เป็นพื้นผิวที่เคลื่อนไหวได้ ติดตั้งอยู่ที่ชายหลังของกระโถงหาง ทำให้หัวเครื่องบินหันไปทางซ้ายหรือขวา หรือเคลื่อนที่รอบแกน Vertical Axis

**Stabilizer** : เป็นพื้นผิวที่อยู่กับที่เพื่อช่วยให้เครื่องบินรักษาลักษณะท่าทางการบินได้คงที่ได้แก่กระโถงหาง ( Vertical Stabilizer) และ แพนหาง ( Horizontal Stabilizer) สำหรับแพนหางนั้นสามารถปรับแต่งระดับได้ ( Adjustable)



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ 2.2 ส่วนประกอบหลักของอากาศยานสำหรับบังคับการบิน [15] ใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

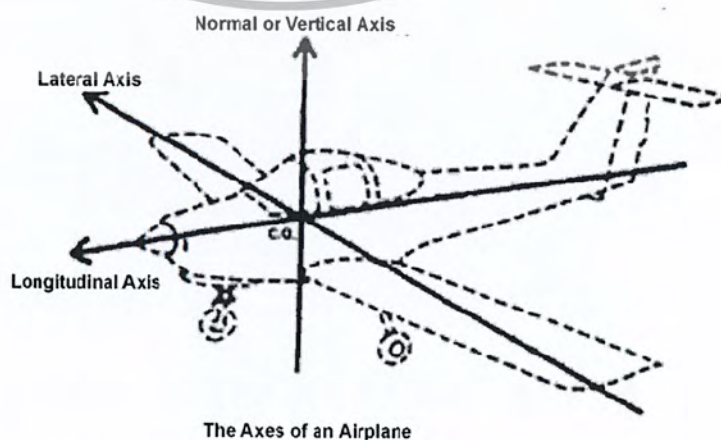
## 2.4 แกน 3 แกนของอากาศยาน และการเคลื่อนไหวรอบแกนต่างๆ

ก) แกน 3 แกนของอากาศยาน การที่กำหนดให้มีแกนต่างๆ ในอากาศยานมีเป้าหมายเพื่อใช้สำหรับเรียกชื่อในการเคลื่อนไหวของอากาศยานในขณะที่ทำการบิน แกนทั้ง 3 คือ

- แกนนอน (Longitudinal axis) คือ แกนตามยาวที่ลากจากหัวไปหางของอากาศยาน
- แกนขวาง (Lateral axis) คือ แกนซึ่งตั้งฉากกับแกนนอนและอยู่ในแนวระดับเดียวกัน
- แกนตั้ง (Vertical axis) คือ แกนซึ่งตั้งฉากกับทั้งแกนนอนและแกนขวาง

ข) การเคลื่อนไหวรอบแกนต่างๆ ของอากาศยาน มีชื่อเรียกดังนี้

- การหมุนตัว (Roll) คือ การเคลื่อนไหวรอบแกนนอน ซึ่งบังคับด้วยปีกเล็กแก้อียง (Aileron)
- การปีกเงย (Pitch) คือการเคลื่อนไหวรอบแกนขวาง ซึ่งบังคับโดยแผงหางขึ้นลง (Elevator)
- การเลี้ยว (Yaw) คือ การเคลื่อนไหวรอบแกนตั้ง ซึ่งบังคับโดยหางเสือเลี้ยว (Rudder)



The Axes of an Airplane

รูปที่ 2.3 การเคลื่อนไหวรอบแกนต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้ภายในเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.5 แรงที่เกิดขึ้นกับเครื่องบิน

ในขณะที่เครื่องบินกำลังบินอยู่จะมีแรงอยู่ 4 ชนิด ที่กระทำต่อเครื่องบิน ซึ่งแรงเหล่านี้คือ

- **แรงยก (Lift force)** คือ แรงซึ่งมาจากผลของอากาศไหลผ่านด้านบนและด้านล่างของปีกเครื่องบิน แรงนี้ทำให้เครื่องบินลอยขึ้นได้
- **น้ำหนัก (Weight)** คือ แรงที่ต้านแรงยก ซึ่งเกิดจากแรงดึงดูดของโลก
- **แรงขับ (Thrust force)** คือ แรงขับเคลื่อนไปข้างหน้า ซึ่งทำให้เครื่องบินขับตัวเองผ่านอากาศไปได้ ซึ่งแรงชนิดนี้ขึ้นอยู่กับขนาดของเครื่องยนต์ที่ใช้
- **แรงฉุด (Drag force)** คือ แรงต้านไปด้านหลังและยังเป็นตัวจำกัดความเร็วของเครื่องบิน



รูปที่ 2.4 แรงกระทำต่างๆ ที่เกิดกับเครื่องบิน

จากรูป ลูกศรที่แทนแรงกระทำต่อเครื่องบิน เรียกว่า Vector โดย Vector นั้นจะบอกทิศทางโดยทิศทางของลูกศร เมื่อมีแรง 2 แรงขึ้นไปกระทำต่อวัตถุอันหนึ่งในเวลาเดียวกัน แรงเหล่านี้จะมารวมกันและทำให้เกิดแรงยก (Lift force) ขึ้นมา Bernoulli's Principle กล่าวว่า “ในขณะที่ความเร็วของของไหล เพิ่มขึ้น ความดันภายในก็จะลดลง” ปีกเครื่องบินก็ถูกทำให้เป็นรูปร่างที่จะใช้ข้อได้เปรียบของหลักสูตรนี้ ความโค้งที่มากกว่าของส่วนบนจะทำให้อากาศต้องมีความเร็วเมื่อมันไหลผ่านด้านบนของปีก ด้วยเหตุนี้ จึงทำให้เกิดความแตกต่างของความดันระหว่างด้านบนและด้านล่างของปีกและทำให้เกิดแรงดันขึ้นด้านบน ความแตกต่างของความดันนี้ คือ แหล่งกำเนิดหลักของแรงยก แรงยกที่เหลือจะเกิดมาจากพื้นที่ผิวส่วนล่างของปีกเมื่ออากาศมากระทบด้านล่างและถูกหักเหลงด้านล่าง ตามกฎข้อที่ 3 ของนิวตัน ที่กล่าวไว้ว่า “ทุกๆแรงกิริยาที่กระทำบนวัตถุจะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มีแรงปฏิกิริยาต่อต้านกับในทิศทางตรงกันข้าม” เพราะฉะนั้นอากาศที่ถูกหักเหลงด้านล่างก็จะยังทำให้เกิดแรงยก ซึ่งเป็นแรงปฏิกิริยาอีกด้วย

## 2.6 ส่วนประกอบต่างๆ ของแพนอากาศ (Airfoil)

2.6.1 แพนอากาศ (Airfoil) คือ พื้นผิวใดๆ ก็ตาม ที่สามารถสร้างความแตกต่างของความกดอากาศระหว่างพื้นผิวทั้งสองด้าน ตัวอย่าง เช่น ปีก ซึ่งจะให้แรงทางอากาศพลศาสตร์ เมื่อมันมีปฏิกิริยาร่วมกับอากาศที่ไหลผ่านมัน ปีกของเครื่องบินจะเกิดแรงยกเมื่ออากาศเคลื่อนที่รอบๆ มัน

2.6.2 ขอบหน้าของปีก (Leading edge) คือ พื้นผิวส่วนหน้าสุดของแพนอากาศ เป็นส่วนแรกที่จะกระทบกับกระแสอากาศ

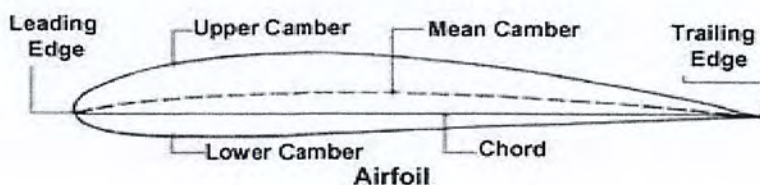
2.6.3 ขอบหลังของปีก (Trailing edge) คือ พื้นผิวส่วนสุดท้ายที่กระแสอากาศสัมผัสก่อนเคลื่อนที่ออกจากพื้นผิว

2.6.4 เส้นคอร์ด (Chord line) คือ เส้นตรงที่ถูกจินตนาการซึ่งลากผ่านแพนอากาศจากขอบหน้าของปีกไปยังขอบหลังของปีก

2.6.5 ความโค้งของปีก (Camber) คือ ลักษณะความโค้งของผิวด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศ (airfoil) ความโค้งของปีกด้านบนจะเด่นชัดกว่าด้านล่างซึ่งด้านล่างค่อนข้างจะเรียบ จึงทำให้กระแสอากาศด้านบนมีความเร็วสูงกว่าด้านล่างของปีกมาก

2.6.6 Relative wind คือ ทิศทางการไหลของอากาศ ซึ่งขึ้นอยู่กับปีก ถ้าปีกเคลื่อนที่ไปข้างหน้าในแนวระดับ Relative wind ก็จะมีการเคลื่อนที่ไปด้านหลังในแนวระดับ Relative wind จะอยู่ในแนวขนานและตรงกันข้ามกับทิศทางการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน

2.6.7 มุมปะทะ (Angle of attack) คือ มุมระหว่างเส้นคอร์ดของ airfoil กับทิศทาง Relative wind ซึ่งเป็นส่วนสำคัญในการเกิดแรงยก



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับรูปที่ 2.5 ส่วนต่างๆ ของแพนอากาศ (Airfoil) ตีหน้าไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.7 ปัจจัยในการออกแบบ Airfoil (Airfoil design factor)

การออกแบบของปีกจะขึ้นอยู่กับลักษณะการใช้งานของเครื่องบิน ราคาและตัวประกอบอื่นๆ หลักในการพิจารณาในการออกแบบ คือ ภาพฉายด้านบนของปีก ความโค้งของปีก Aspect ratio และพื้นที่ปีกทั้งหมด

**ภาพฉายด้านบนของปีก (Platform)** จะอ้างถึงรูปร่างของปีกและเครื่องบินเมื่อมองจากด้านบนหรือด้านล่าง Platform ซึ่งแต่ละแบบก็จะมีข้อดีและข้อเสียแตกต่างกันไป

**ความโค้งของปีก (camber)** มีผลต่อความแตกต่างของความเร็วของการไหลของอากาศระหว่างผิวด้านบนและด้านล่างของปีก ถ้าความโค้งของปีกด้านบนเพิ่มขึ้นและความโค้งของปีกด้านล่างไม่เปลี่ยน ความแตกต่างของความเร็วจะเพิ่มขึ้น

อย่างไรก็ตามก็ยังมีข้อจำกัดของปริมาณความโค้งของปีกที่สามารถใช้ได้หลังจากจุดๆ หนึ่งอากาศจะไม่สามารถไหลได้อย่างราบเรียบบน airfoil เมื่อเหตุการณ์นี้เกิดขึ้น ความสามารถในการยกของปีกจะหายไป ความโค้งของปีก ที่สามารถถูกใช้ได้หลังจากจุดๆ หนึ่งอากาศไม่สามารถไหลอย่างราบเรียบบน airfoil เมื่อเหตุการณ์นี้เกิดขึ้น ความสามารถในการยกของปีกจะหายไป ความโค้งของปีกในอุดมคติจะเปลี่ยนไปกลับรายละเอียดของความสามารถของเครื่องบิน

**Aspect ratio** คือ ความสัมพันธ์ระหว่างความยาว และความกว้างของปีก ซึ่งเป็นองค์ประกอบหลักในการหาค่าแรงยก แรงต้าน ที่มุมปะทะหนึ่ง Aspect ratio ที่สูงกว่า จะให้แรงต้านที่น้อยกว่าสำหรับแรงยกที่เท่ากัน

**พื้นที่ปีก (wing area)** คือ พื้นที่ผิวทั้งหมดของปีก ซึ่งพื้นที่ปีกต้องมากพอที่จะพองน้ำหนักของเครื่องบิน

**จุดศูนย์กลางความดัน (Center of pressure)** เป็นจุดที่อยู่บนเส้นคอร์ดของปีกซึ่งเป็นจุดศูนย์กลางรวมของแรงยกของเครื่องบิน เพราะฉะนั้นบางทีอาจเรียกจุดนี้ว่า จุดศูนย์กลางแรงยก ในระหว่างบินจุดๆ นีบนเส้นคอร์ดจะเปลี่ยนตำแหน่งของมันไปตามระดับความสูงของเครื่องบิน โดยจุดจะเลื่อนมาข้างหน้า เมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้นและจุดจะเคลื่อนที่ไปข้างหลัง เมื่อมุมปะทะลดลง ดังนั้นแนวโน้มของการเปลี่ยนระดับ(Pitching) ซึ่งเกิดจากความสัมพันธ์ของจุดศูนย์กลางแรงยกกับจุดศูนย์กลางแรงโน้ม

ถ่วง ก็จะเปลี่ยนไปด้วย ตัวอย่างเช่น เมื่อมีมุมปะทะสูง จุดศูนย์กลางแรงยกจะเคลื่อนที่ไปข้างหน้า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น มิใช่เอกสารที่เผยแพร่เพื่อการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นแนวโน้มของการปีกหัวลงก็จะลดน้อยลง ตำแหน่งของจุดศูนย์กลางแรงโน้มถ่วง เทียบกับศูนย์กลางแรงยก จะมีความสำคัญมากต่อเสถียรในแนวตั้ง โดยถ้าจุดศูนย์กลางแรงโน้มถ่วงอยู่ข้างหน้าหรือข้างหลังมากเกินไปจะทำให้เครื่องบินเสียสมดุล ซึ่งปรากฏการณ์นี้สามารถชดเชยได้โดยการใช้ตัว stabilizer แนวระดับซึ่งถูกเซตไว้ให้มีมุมปะทะเป็นลบ สิ่งนี้จะทำให้เกิดการกดลงหรือแรงยกชนิดลบที่หางเครื่องบินเพื่อถ่วงกับการที่หัวเครื่องหนัก แรงกดดังกล่าวเราเรียกว่า แรงกดที่หาง ซึ่งจะเป็นแรงที่ช่วยทำให้เครื่องบินสมดุลในสภาพการบินโดยทั่วไป เพื่อให้การบินเป็นไปอย่างคงที่ แรงยกที่ปีกจะต้องรับน้ำหนักของเครื่องบิน รวมทั้งแรงกดลงที่หางเครื่องบินด้วยซึ่งแรงหลังนี้เป็นผลมาจากการที่มีมุมปะทะเป็นลบ



แผนอากาศ NACA 63,415

รูปที่ 2.6 ลักษณะของแผนอากาศ (Airfoil)

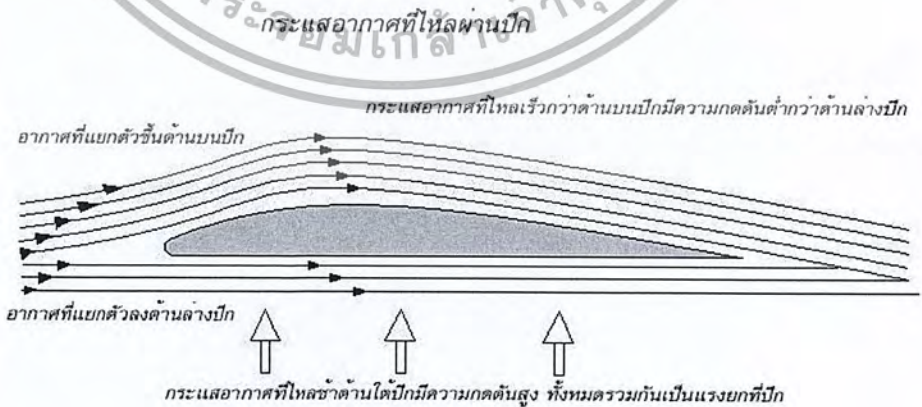
## 2.8 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ของปีก

อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics) คือ การศึกษาเกี่ยวกับผลของแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุ ขณะวัตถุนั้นเคลื่อนที่ผ่านกระแสอากาศ นักวิทยาศาสตร์ได้ศึกษาถึงแรงดังกล่าว เพื่อนำความรู้มา ออกแบบและสร้างเครื่องบินหรือยานพาหนะอื่นๆ ที่เกี่ยวข้องกับแรงที่อากาศกระทำต่อสิ่งเหล่านั้น

อากาศพลศาสตร์เกี่ยวข้องกับแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุที่กำลังเคลื่อนที่ ประกอบด้วย 2 แรง คือ แรงยก (Lift force) และแรงต้าน (Drag force) เนื่องจากปีกเครื่องบินมีลักษณะโค้งทางด้านบน โดยขอบด้านบนหนึ่งสูงแล้วลาดลงไปยังอีกข้างหนึ่ง ส่วนด้านล่างของปีกแบนราบ

ดังนั้นขณะเครื่องบินเคลื่อนที่ผ่านอากาศ อากาศที่เคลื่อนที่เหนือปีกเครื่องบินจึงมีความเร็วกว่าอากาศที่เคลื่อนที่ได้ปีกเครื่องบิน เป็นเหตุให้ความดันอากาศใต้ปีกเครื่องบิน มีค่ามากกว่าความดันอากาศเหนือปีกเครื่องบิน จึงทำให้เกิดแรงยกกระทำต่อเครื่องบิน

แรงต้าน เป็นแรงที่อากาศต้านการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของวัตถุ แรงต้านจะมากหรือน้อย ขึ้นอยู่กับรูปร่างของวัตถุ ยิ่งวัตถุมีรูปร่างเพรียว แรงต้านก็ยิ่งน้อยลง ดังนั้นการออกแบบยานพาหนะต่างๆ เช่น เครื่องบิน รถไฟ รถยนต์ รถบรรทุก เรือ จึงพยายามให้มีรูปร่างเพรียวเพื่อให้เกิดแรงต้านน้อยที่สุด เครื่องบินที่มีแรงต้านน้อยจะมีความต้องการพลังเครื่องยนต์เพื่อการบินน้อยลง ทำให้มีการพัฒนาการออกแบบและสร้างเครื่องบินเพื่อลดแรงต้านของอากาศ



รูปที่ 2.7 แรงยกที่เกิดจากปีกเครื่องบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.9 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ที่ใช้ในการออกแบบอากาศยานแบ่งเป็นหัวข้อย่อยๆ ได้ดังนี้

### 2.9.1 All up weight estimation from payload

ทฤษฎีของ K.D. Wood กล่าวว่า All up weight สามารถประมาณค่าได้จากน้ำหนักบรรทุก (Payload) โดยการประมาณค่าให้ Payload เป็น 35% ของ All up weight โดยสมมติให้อากาศยานมีส่วนประกอบของโลหะ และวัสดุประกอบ ชนิดละ 50% (Partly metals, partly composite materials)

ในโครงการปริญญาโทขั้นต้นนี้ แม้วัสดุส่วนใหญ่ที่ใช้ในการสร้างจะเป็นไม้บัลซ่าและไฟเบอร์กลาส ซึ่งแตกต่างจากที่สมมติไว้ในข้อมูลอ้างอิงแต่การใช้สมมติฐานดังกล่าวได้ถูกประยุกต์ใช้ โดยจะทำการตรวจสอบความเหมาะสมของสูตรคำนวณนี้ หลังจากที่ได้ทำการสร้างและทดสอบผลแล้ว

### 2.9.2 First wing area estimation

เราสามารถหาพื้นที่ปีกในขั้นต้นได้จาก ความเร็วเดินทางที่กำหนด (Cruising speed) และความสัมพันธ์ต่อไปนี้

$$V_{stall}^2 = V_{cruise}^2 \left( \frac{C_{L,cruise}}{C_{L,max}} \right) \quad \dots(2.1)$$

และ

$$S_w = \frac{W}{0.5 \rho_0 V_{stall}^2 C_{L,max}} \quad \dots(2.2)$$

เมื่อ	$V_{stall}$	คือ ความเร็วร่วงหล่น , (m/s <sup>2</sup> )
	$V_{cruise}$	คือ ความเร็วเดินทาง , (m/s <sup>2</sup> )
	$C_{L,cruise}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงยกขณะบิน
	$C_{L,max}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด
	$S_w$	คือ พื้นที่ปีก ,(m <sup>2</sup> )
	$W$	คือ น้ำหนัก (Weight) , N (kg)

$\rho_0$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ ,(kg/m<sup>3</sup>)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.9.3 Specific wing incidence angle calculation

เมื่อพิจารณากราฟ  $C_L$  และ  $C_D$  เทียบกับมุมปะทะ 3 มิติ การเลือกมุมติดตั้งปีกจะเลือกมุมปะทะที่ให้ค่า  $C_{L_{cruise}}$  เท่ากับค่า  $C_{L_{max}}$  ที่ได้จากการคำนวณเป็นมุมติดตั้งปีก

### 2.9.4 Aspect Ratio , AR

Aspect ratio คือ อัตราส่วนของขนาดกางปีกทั้งหมด (wing span) กับค่าความยาวของคอร์ด (wing chord) โดยค่า Aspect ratio ยิ่งสูง ปีกก็จะมีประสิทธิภาพสูงขึ้นด้วย และเมื่อค่า Aspect ratio สูงขึ้น ค่าขนาดกางปีกของเครื่องบินก็จะยาวขึ้นด้วย เมื่อค่าขนาดกางปีกยาวขึ้น ความแข็งแรงของปีกก็จะลดลงด้วย

$$AR = \frac{b^2}{S_w} \quad \dots(2.3)$$

เมื่อ  $b$  คือ ขนาดกางปีก(Span), (m)

### 2.9.5 Area( $S_w$ ), Span( $b$ ) and Chord( $C_w$ ) relation

$$S_w = C_w \times b \quad \dots(2.4)$$

### 2.9.6 Reynold's Number , Re

$$Re = \rho_0 V D / \mu \quad \dots(2.5)$$

เมื่อ  $\rho_0$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ ,  $kg/m^3$   
 $V$  คือ  $V_{stall}$  คัดที่ความเร็วร่วงหล่น ,  $m/s$   
 $D$  คือ เส้นผ่าศูนย์กลาง ( $C_w$ ) ,  $m$   
 $\mu$  คือ ความหนืด ,  $N/m-s$

### 2.9.7 ความยาวของปีกที่ต้นปีก (Root Chord) , $C_r$

$$C_r = 3C_w (1+\lambda) / 2(1+\lambda+\lambda^2) \quad \dots(2.6)$$

เมื่อ  $\lambda$  คือ ค่า Taper Ratio ( อัตราส่วนระหว่าง Tip Chord กับ Root Chord )

### 2.9.8 ความยาวของปีกที่ปลายปีก (Tip Chord) , $C_t$

จากความสัมพันธ์ 
$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad \dots(2.7)$$



### 2.9.9 Wing loading คือ อัตราส่วนการรับน้ำหนักของพื้นที่ปีกต่อน้ำหนักของเครื่องบิน

จากสูตร

$$\text{Wing loading} = \text{น้ำหนักเครื่องบิน (W) / พื้นที่ปีก (S}_w \text{)} \quad \dots(2.8)$$

## 2.10 Takeoff Performance

### 2.10.1) ความเร็ว Takeoff (takeoff speed), $V_{to}$ (m/s)

สำหรับการ Takeoff ของเครื่องบินนั้น เพื่อความปลอดภัยขณะ Takeoff จะมีความเร็ว (airspeed) เพิ่มขึ้น 20% จากความเร็วร่วงหลัก ( $V_{stall}$ ) ซึ่งจะเรียกความเร็ว (airspeed) นี้ว่า ความเร็ว Takeoff จากสูตร

$$V_{to} = 1.2 V_{stall} \quad \dots(2.9)$$

### 2.10.2) ความเร่งขณะ Takeoff (acceleration), $a$ ( $m/s^2$ )

จากสูตร

$$a = \frac{V_{to}}{t_{to}}$$

.....(2.10)

### 2.10.3) ระยะ takeoff (Takeoff ground run distance), $S_{to}$ (m)

จากสูตร

$$S_{to} = \frac{V_{to}^2}{2a}$$

.....(2.11)

## 2.11 Landing Performance

### ความเร็ว Landing (Landing speed), $V_L$ (m/s)

สำหรับการ Landing ของเครื่องบินนั้น เพื่อความปลอดภัยขณะ Landing จะมีความเร็ว (airspeed) เพิ่มขึ้น 30% จากความเร็วร่วงหลัก ( $V_{stall}$ ) ซึ่งจะเรียกความเร็ว (airspeed) นี้ว่า ความเร็ว

### ลงจอด (Landing speed)

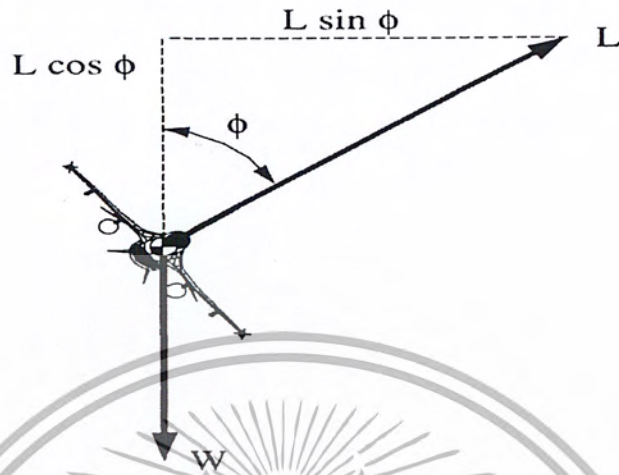
จากสูตร

$$V_L = 1.3 V_{stall}$$

.....(2.12)

## สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

### 2.12 ความเร็วการเลี้ยวในมุมเอียงต่างๆ, $V$



รูปที่ 2.9 แรงที่เกิดขึ้นสำหรับการเลี้ยวของเครื่องบิน

จากรูป  $F_{\text{lift}} \cos \phi = mg$  -----(1)

$$F_{\text{lift}} = \rho V^2 S_w C_L$$
 -----(2)

แทนสมการ (2) ลงในสมการ (1)

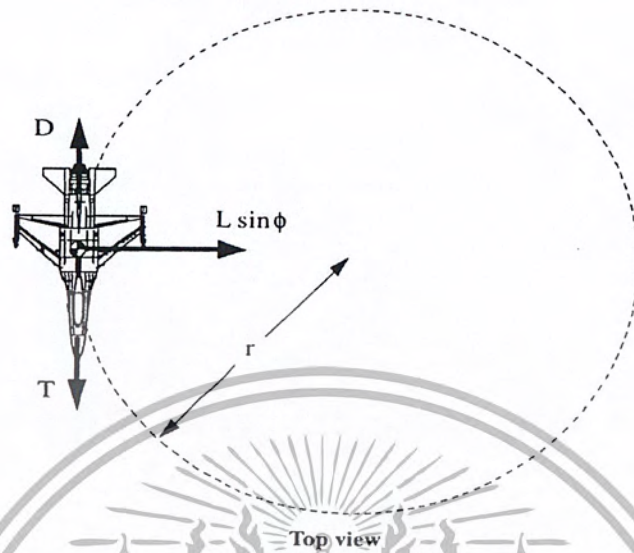
$$\frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \cos \phi = mg$$

$$V^2 = \frac{2mg}{\rho S_w C_L \cos \phi}$$

.....(2.13)

เมื่อ  $\phi$  คือ มุมเอียงในการเลี้ยวของเครื่องบิน

### 2.13 รัศมีการเลี้ยวในมุมเอียงต่างๆ, r



Top view  
Forces on an aircraft in a level turn.

รูปที่ 2.10 รัศมีการเลี้ยวของเครื่องบิน

จากรูป  $F_c \sin \phi = \frac{mV^2}{r}$  ----(1)

$$F_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \quad \text{----(2)}$$

แทนสมการ (2) ลงในสมการ (1)

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \sin \phi = \frac{mV^2}{r}$$

$$r = \frac{2m}{\rho S_w C_L \cos \phi}$$

.....(2.14)

เมื่อ  $\theta$  คือ มุมเอียงในการเลี้ยวของเครื่องบิน

\*\* เมื่อ ความเร็ว (v) และ ความหนาแน่นของอากาศ ( $\rho$ ) มีค่าคงที่

## 2.14 การคำนวณหาความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและแรงต้านขั้นต้น (Polar Drag Estimation)

คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) จาก Polar Drag ที่ Subsonic Speeds

$$C_D = c_d + \left( \frac{C_L^2}{\pi e AR} \right)$$

**Total Drag**      **Profile Drag**      **Induced Drag**

.....(2.15)

เมื่อ  $c_d$  (Profile Drag) อ่านค่าได้จากกราฟ

$e$  คือ span efficiency factor สำหรับอากาศยานความเร็วต่ำกว่าเสียง ค่า  $e$  มีค่าระหว่าง 0.85 - 0.95 [2]

AR คือ Aspect Ratio

## 2.15 กำลังของเครื่องยนต์ที่ต้องใช้ (Power Required)

เราสามารถหาค่ากำลังของเครื่องยนต์ที่ต้องการใช้ในการบินที่ความเร็วต่างๆ ได้ตามขั้นตอนต่อไปนี้

1. เลือกความเร็วที่อากาศยานทำการบิน ( $V_\alpha$ )
2. คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) ตามความเร็ว ( $V_\alpha$ ) ต่างๆ จาก

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho_0 V_\alpha^2 S_w}$$

.....(2.16)

เมื่อ  $\rho_0$  = ความหนาแน่นของอากาศ, ( $\text{Kg} / \text{m}^3$ )

$W$  = น้ำหนัก (Weight), N (kg)

$S_w$  = พื้นที่ปีก, ( $\text{m}^2$ )

3. คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) จาก Polar drag (หัวข้อ 2.13)

4. คำนวณ  $\frac{C_L}{C_D}$

5. หาแรงขับที่ต้องการ ( $T_R$ ) จาก

**แรงฉุด (Drag) ที่เกิดจากลำตัว + แรงฉุด (Drag) ที่เกิดจากปีก**

5.1 แรงฉุด (Drag) ที่เกิดจากลำตัว

$$\begin{aligned} \text{Drag} &= \frac{1}{2} \rho V^2 \alpha A C_D \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 \alpha \left( \frac{\pi}{4 D^2} \right) C_D \end{aligned} \quad \dots(2.17)$$

\* สมมติลำตัวของเครื่องบินเป็นรูปทรงกระบอกซึ่งมีค่า  $C_D = 0.85$

5.2 แรงฉุด (Drag) ที่เกิดจากปีก

$$T_R = \frac{W}{C_L / C_D} \quad \dots(2.18)$$

6. หากำลังที่ต้องการ ( $P_R$ ) จาก

$$P_R = T_R V = \left[ \frac{W}{C_L / C_D} \right] V \quad \dots(2.19)$$

## 2.16 ทฤษฎีทางโครงสร้าง

### 2.16.1 โครงสร้างเครื่องบิน

โดยทั่วไปแล้ว เราจะเรียกว่า โครงสร้างทางอากาศยาน (airframe) ซึ่งจะสร้างจากหลักการที่เหมือนกัน รูปร่างภายนอกจะต้องมีความเรียบซึ่งประกอบด้วย รูปร่างการไหลของอากาศและจุดรองรับโหลด ซึ่งจะต้องมีประสิทธิภาพเพียงพอต่อความแข็งแรงของวัสดุ ซึ่งในปัจจุบันโครงสร้างจะประกอบด้วยส่วนที่ปกคลุมและชิ้นส่วน โครงสร้างซึ่งสร้างมาจากวัสดุชิ้นเดียว

#### 2.15.1.1 สตรัท (struts) , ไท่ (tie) , คาน (beam) และโครงข่าย (web)

โครงสร้างของเครื่องบินจะประกอบด้วยชิ้นส่วนหลักๆ เพียง 4 ชิ้น ดังนี้

1. ไท่ คือ ชิ้นส่วนที่รับแรงดึงอย่างเดียว ซึ่งแรงดึงจะไม่ทำให้ไท่เกิดการโก่งงอ (buckle) ดังนั้น ชิ้นส่วนนี้เลยไม่ต้องเป็น โครงแข็ง (rigid)
2. สตรัท จะรองรับแรงกด เพราะความเค้นกดจะทำให้ชิ้นส่วนเกิดการโก่งงอ การออกแบบ สตรัทจะยากกว่าไท่ ถ้าเกิดโหลดมากเกินไปความทนทาน ตัวสตรัทจะเกิดการล้มเหลว ได้จากหนึ่งในสองทาง โดยสตรัทแบบยาวและบาง จะเกิดการโก่งงอ ส่วนสตรัทแบบหนาและสั้น จะเกิดการแตกหัก ดังนั้นการออกแบบตัวสตรัท จะเลือกแบบกลางๆ ซึ่งจะขึ้นอยู่กับขนาดและตัวแปรอื่นๆ รูปแบบที่จะใช้ทำสตรัทได้ดีที่สุด เพราะอัตราส่วนความแข็งแรงต่อน้ำหนักจะสูงในการรับแรงกด
3. คาน จะรองรับน้ำหนักแบบเชิงมุม (วัดจากทิศทางขวา) ต่อความยาว ซึ่งเรียกว่า ความเค้นดัด (bending) ซึ่งส่วนประกอบหลักของโครงสร้างอากาศยาน เป็น คาน เช่น สปาร์ (main spar) , ลำตัวเครื่องบิน (fuselage) , และปีก จะเป็น โครงสร้างที่เป็นคานด้วยเช่นกัน เพราะรองรับ โหลดที่เกิดจากความเค้นดัดที่เกิดจากน้ำหนักของตัวเอง , แรงเฉื่อย (inertia) และ โหลดทางอากาศพลศาสตร์
4. โครงข่าย จะเป็นเหมือนแผ่นบางๆ ซึ่งจะเอาไว้รองรับแรงเฉือนตัวริบ (rib) และพื้นผิวจะเป็นแผ่นบางโครงข่ายแรงเฉือน (shear web thin sheet) จะถูกจินตนาการให้รองรับแรงเฉือน โดยเฉพาะอย่างยิ่ง ถ้าพวกมันจะไปรองรับเพื่อต้านทานการเกิดโก่งงอ

การที่ปีกออกแบบจะทำการออกแบบโดยการทำการผสมส่วนประกอบเหล่านี้เข้าด้วยกันและจะต้องแน่ใจว่าแต่ละชิ้นส่วนต้องมีความแข็งแรงมากพอและน้ำหนักต้องน้อย อีกทั้งยังสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพและมีความปลอดภัยสูงสุด

สตรัทมีการใช้กันอย่างแพร่หลายในโครงสร้างอากาศยาน ประกอบด้วย จูรอรรับสำหรับพื้นในเครื่องบินที่ขนส่ง , ขารองรับส่วนใต้สุด , ด้วยกษนิต่างๆ และก้านผลัก สำหรับการงานในการควบคุมการบิน เรามาพิจารณาปีกของเครื่องบิน ซึ่งทำมาจากชิ้นส่วนของแข็ง เกิดแรงยกที่ปีกเราจะทำการพิจารณาโดยให้มันกระทำแบบแรงเกิดที่จุดเดียว ซึ่งจุดนี้จะเรียกว่า ศูนย์กลางของแรงดัน (center of pressure) ที่ซึ่งใกล้กับศูนย์กลางของปีก ตัวปีกจะติดกับลำตัวที่จุดรากปีก (wing root) และจะเรียกว่าคานยื่น โหลดทำให้ปีกเกิดการโก่งและเกิดความเค้น ซึ่งข้างหนึ่งจะเกิดการดึง เรียกว่าความเค้นดึง (tension) และอีกข้างหนึ่งของคานจะเกิดความเค้นกด ตลอดเส้นที่ใกล้กับศูนย์กลางของคาน ซึ่งนั่นก็คือ แนวแกนสะเทิน (neutral axis)

เราสามารถทำให้ปีกเบาขึ้นได้ โดยการลดบางสิ่งออกจากส่วนที่อยู่ตรงกลาง ซึ่งในส่วนนี้จะมีผลต่อความแข็งแรงและความยืดหยุ่นน้อยมาก เพราะตำแหน่งตรงกลางนั้น แทบจะไม่ได้รับโหลดใดๆ เลย ดังนั้นตรงส่วนบนและส่วนล่างควรมีความแข็งแรงมากเพียงพอต่อการรับโหลด

ดังนั้น จะเห็นได้ว่า พื้นที่ส่วนบน จะเหมือนกับเป็นสตรัทและพื้นที่ส่วนล่างจะเหมือนไทย ซึ่งเราไม่สามารถทำการเอาชิ้นส่วนบางส่วนออกจากตรงกลาง หรือจะกล่าวได้ว่าพื้นที่ส่วนบนและส่วนล่างจะตั้งอยู่ได้ ดังนั้น ต้องมีวัสดุอีกอย่างหนึ่งจึงจะทำให้คงรูปของปีกได้ เมื่อทำการเอาส่วนตรงกลางออก ซึ่งจะเป็น โครงสร้างแบบท่อกลวง (hollow tubular structure) ส่วนพื้นที่ด้านบนและพื้นที่ด้านล่าง จะถูกเรียกว่า ส่วนผิว ซึ่งรองรับความเค้นกดและแรงดึง ขณะที่พื้นที่ด้านหน้าและด้านหลังคือ โครงข่าย ซึ่งจะถูกกระทำโดยแรงเฉือน เพื่อคงรูปร่างของปีก

การป้องกันการโก่ง ณ ตำแหน่ง ส่วนพื้นที่ด้านบน โดยการเพิ่มจูรอรรับพิเศษ ซึ่งจะทำให้ส่วนผิวด้านข้างบาง โครงสร้างทั้งหมดจะกลายเป็นรูปร่าง หน้าตัดรูปทรงสี่เหลี่ยม (rectangular-section tube) หรือที่รู้จักกันในชื่อ กล่องรูปทรงปีก (wing box) และพื้นที่ส่วนปลายที่เป็นส่วนหัวและส่วนท้ายจะถูกเพิ่มเข้าไปในกล่องรูปทรงปีกเพื่อเติมเต็มให้กลายเป็นหน้าตัดของปีก (wing section)

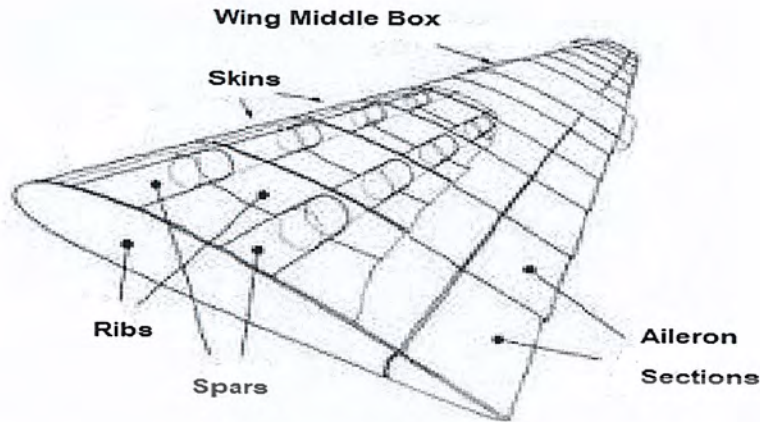
### 2.16.1.2 ความเค้นผิว(stressed skin)และโครงสร้างโมนอคอร์ค (monocoque construction)

โหลดที่เกิดจากแรงเฉือนจะเกิดบนหลายๆ ส่วนของเครื่องบิน โดยเฉพาะที่ส่วนผิว ตัวโครงสร้างของอากาศยาน ทั้งหมดสามารถทำให้แข็งแรงและเบาได้ โดยการทำให้ผิวมีความแข็งแรงเพียงพอ ซึ่งในเครื่องบินขนาดเล็กนั้นอาจจะถูกคลุมด้วยผ้าใบ ซึ่งเอาไว้ใช้ป้องกันการกระแทกของลม ป้องกันสภาพอากาศและแสงแดด หรืออาจจะใช้ไม้แผ่นบางๆ เป็นตัวคลุม โดยกดด้วยความดันที่เกิดจากการไหลของอากาศที่ไหลผ่านมัน ซึ่งโดยปกติจะมีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับการรองรับที่เกิดจากโหลดที่เกิดจากพื้นที่ (Local load) ในเครื่องบินที่มีขนาดใหญ่หรือเครื่องบินที่มีความเร็วสูงๆ นั้น มักจะใช้แผ่นเหล็กบางๆ ซึ่งทำมาจากอลูมิเนียม อัลลอยด์ (aluminum alloy) เพราะมีความคงทนเป็นพิเศษ โดยโหลดส่วนใหญ่จะถูกรองรับโดยพื้นผิวและโครงสร้างด้านใต้ท้อง (underlying structure) สามารถลดได้เพื่อเป็นการรักษาน้ำหนัก ซึ่งจะเรียกว่า โครงสร้างส่วนแบบความเค้น-พื้นผิว (stressed-skin construction) ซึ่งจะได้เปรียบในการทำให้เกิดพื้นผิวที่เรียบ (smooth surface) เพราะมีความยืดหยุ่นเพียงพอต่อการถูกทำลายโดยการไหลของอากาศ ซึ่งจำเป็นอย่างยิ่งในเครื่องบินที่มีความเร็วสูงและที่สำคัญใช้ในการรักษารูปร่างของปีกด้วยเพื่อประสิทธิภาพที่ดีที่สุด

ในการรับโหลดโดยปราศจาก จุดรองรับน้ำหนักจากโครงสร้างใดๆ ซึ่งจะเรียกรูปแบบนี้ว่า โครงสร้างโมนอคอร์ค ในทางปฏิบัติขนาดของเครื่องบิน จะหมายถึง พื้นผิวที่ต้องการหาความหนาเพื่อหลีกเลี่ยงการเกิดการโก่งงอ โดยจะใช้อุปกรณ์ที่เรียกว่า เซมิ - โมนอคอร์ค (semi monocoque)

### 2.16.2 โครงสร้างปีกเครื่องบิน

ปีกของเครื่องบินทำให้เครื่องบินถูกแบ่งออกเป็นแบบต่างๆ กัน ซึ่งปีกโดยทั่วไปจะประกอบด้วย 2 ส่วนที่สำคัญ โดยแบ่งเป็นโครงสร้างภายใน คือ สปาร์ , ริบส์ และส่วนที่เป็นพื้นผิวดังรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 ภาพในส่วนปีกของเครื่องบิน

## สปาร์

โดยทั่วไปแล้วแรงยก, แรงเหวี่ยงที่ปีกจะถูกเก็บสะสมไว้ที่สปาร์ ซึ่งลำตัวของ สปาร์นี้จะวิ่งไปตามแนวยาวตั้งแต่จุดครากปีก (root wing) จนถึงปลายของปีก (tip wing) โดยปีกส่วนใหญ่จะประกอบด้วยสปาร์สองตัว ซึ่งจะเรียกว่า สปาร์หน้า (front spar) และสปาร์หลัง (rear spar) แต่ก็มีปีกบางแบบอาจจะมีมากกว่านี้ก็ได้ โดยปกติแล้วปีกแบบสเวปวิง (swept wing) ที่อยู่ในเครื่องบินบรรทุกบ่อยครั้งเรามักจะเห็นสปาร์อย่างสั้น (short spar) สปาร์ที่เป็นตัวช่วย (auxiliary spar) หรือคิกสปาร์ (kick spar)

## ริปล์

ริปล์ คือ ส่วนที่ใหรูปร่างของหน้าตัดปีกรองรับพื้นผิวและจะทำหน้าที่คล้ายเบ้าเบ้า (baffles) ในการที่จะป้องกันน้ำมันไม่ให้กระเพื่อมขึ้นลงในขณะทำการบิน โดยตัวริปล์จะทำหน้าที่เก็บไหลคจากปีกที่ควบคุมไหลคที่เกิดจากด้านใต้และที่เก็บต่างๆ ที่ซึ่งมันจะถูกยึดติดและจะส่งผ่านไหลคต่างๆ ไปสู่พื้นผิวของปีกและสปาร์ ทั้งนี้ยังสามารถช่วยทำให้ปีกมีความคงทนในโครงสร้างปีก ซึ่งโดยปกติแล้วการที่จะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงรูปร่างจะเกิดจากแรงบิด (twisting)

## พื้นผิวของปีกเครื่องบิน

ปีกโดยทั่วไปจะเป็นโครงสร้างแบบความเค้น – พื้นผิว ดังนั้น พื้นผิวก็เปรียบเสมือนเครื่องมือชนิดหนึ่งของปีกนั่นเอง ซึ่งจะทำให้คงรูปร่างทางอากาศพลศาสตร์ อีกทั้งยังทำหน้าที่รองรับโหลดที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงความดันรอบๆ ปีกในการบินและยังช่วยในการรองรับโหลดจากการบิด ซึ่งเกิดจากส่วนที่ติดกับส่วนที่เรียกว่า ปีก-แอโรน (wing-aileron) และ flap โดยทั่วไปแล้วเครื่องบินจะบรรทุกเชื้อเพลิงในปีก ซึ่งพื้นผิวก็ยังทำหน้าที่เหมือนกับผนังของถังน้ำมัน

วัสดุที่เป็นพื้นผิวของปีกเครื่องบิน สามารถใช้วัสดุได้หลายชนิด ดังนี้

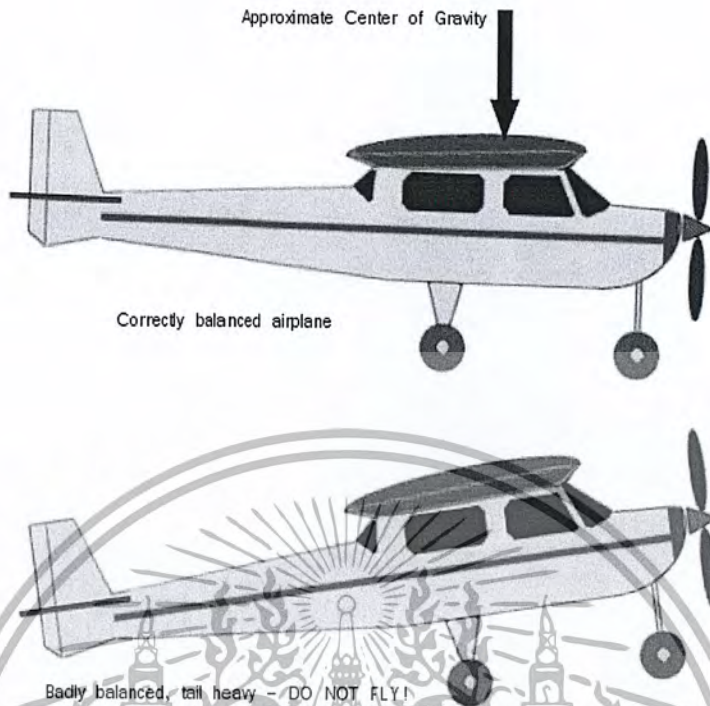
- 1) คาร์บอนไฟเบอร์ คุณสมบัติ มีความเบาและแข็งแรง แต่มีราคาค่อนข้างสูง
- 2) พลาสติก มีน้ำหนักเบาและราคาถูก แต่เมื่อเกิดความเสียหายแล้วไม่สามารถซ่อมหรือปรับปรุงแก้ไขได้

### 2.17 ทฤษฎีทางกลศาสตร์

#### 2.17.1 จุดศูนย์กลางถ่วง

จุดศูนย์กลางถ่วง (Center of gravity) หรือ CG คือ จุดที่เสมือนจุดรวมของน้ำหนักของวัตถุทั้งหมด จุดศูนย์กลางถ่วงเกี่ยวข้องกับการทรงตัวของเครื่องบินขณะบินอยู่ในอากาศ เครื่องบินที่ลอยอยู่บนอากาศนั้น ไม่มีอะไรรองรับ ดังนั้น จึงต้องถ่ายเทน้ำหนักในเครื่องบินให้เหมาะสม เพื่อให้เครื่องบินสามารถบินไปได้ในแนวขนานกับพื้นดิน

## 2.17.2 การหาจุดศูนย์กลางถ่วง



รูปที่ 2.12 จุดศูนย์กลางถ่วง (Center of gravity) หรือ CG

การหาตำแหน่งศูนย์กลางถ่วงของเครื่องบินเป็นสิ่งสำคัญอันดับแรกในการทำให้เครื่องบินสามารถบินได้อย่างมีประสิทธิภาพบนอากาศได้ การหาจุดศูนย์กลางถ่วงของเครื่องบินสามารถทำได้หลักจากติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ รวมถึงแบตเตอรี่ในเครื่องบินเรียบร้อยแล้ว วิธีการ คือ ให้นำเครื่องบินวางบนพื้นราบ หันหัวเครื่องบินเข้าหาตัว จากนั้นใช้นิ้วชี้ทั้งสองข้างแตะขึ้นตรงแนวจุดสุดของความปีกประมาณร้อยละ 30 จากชายปีกหน้า แล้วออกแรงยกเครื่องบินทั้งลำขึ้นจากพื้นในแนวตั้งตรง หากจุดศูนย์กลางถ่วงอยู่ในแนวตำแหน่งที่ถูกต้อง เครื่องบินต้องทรงตัวอยู่ได้ในแนวระดับหรือก้มลงเล็กน้อยประมาณ 5-10 องศา หากเครื่องบินทรงตัวไม่ได้ในแนวระดับ ให้ขยับตำแหน่งการวางแบตเตอรี่หรืออุปกรณ์ต่างๆ ใหม่ โดยเลื่อนไปข้างหน้าหรือถอยมาข้างหลังทีละเล็กน้อย จนได้ระดับที่ถูกต้องแล้ว ทำเครื่องหมายการวางแบตเตอรี่ที่เหมาะสมไว้ หากจุดศูนย์กลางถ่วงไม่ถูกต้อง เช่น หัวเครื่องบินหนักกว่าหางเครื่องบิน เวลาบินหัวเครื่องบินจะต่ำกว่าหาง ทำให้มุมปะทะปีกลดลงเรื่อยๆ แรงยกจึงลดลงเรื่อยๆ ทำให้เครื่องบินหัวปักพื้นอย่างรวดเร็ว หรือหากหัวเครื่องบินเบากว่าหาง หัวเครื่องบินจะสูงกว่าหาง มุมปะทะปีกจะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ จนกระทั่งอากาศด้านบนปีกกับด้านล่างปีกแยกออกจากกัน ปีกจะสูญเสียแรงยกทันที เครื่องบินจะหล่นจากอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.17.3 แรงเฉือนและโมเมนต์คัตในคาน

คาน หมายถึง ส่วนต่างๆ ของโครงสร้างที่ถูกกระทำด้วยแรงหรือน้ำหนักตามขวางที่มีทิศทางตั้งฉากกับแนวแกนของท่อนวัสดุหรือโมเมนต์ของแรงคู่ควบที่อยู่ในระนาบเดียวกัน

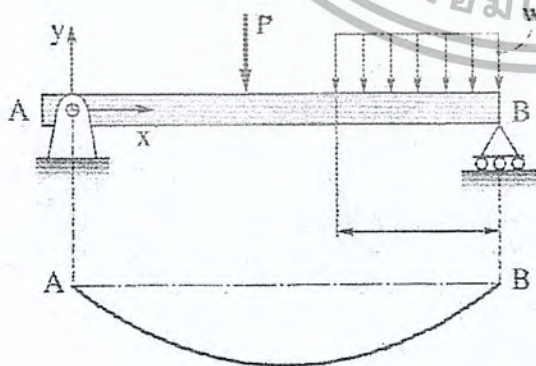
#### ชนิดของคาน

การจำแนกแบบของคานภายใต้ภาระกระทำขวางจะสามารถพิจารณาได้ 2 กรณี คือ แบ่งตามลักษณะของตัวรองรับ (support) และความสามารถในการวิเคราะห์สมดุลของคาน ดังต่อไปนี้

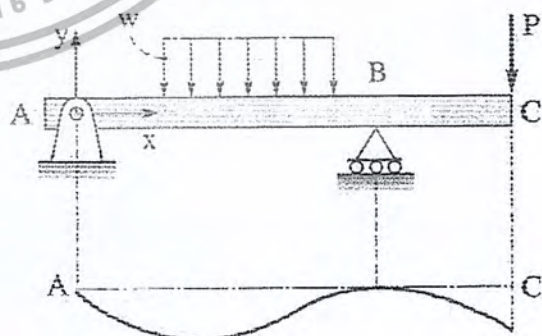
#### กรณีแบ่งตามลักษณะของตัวรองรับ

1. คานอย่างง่าย (simple beam) คานชนิดนี้จะรองรับด้วยสลักยึดและลูกกลิ้งที่ตำแหน่งปลายคานทั้งสองดังแสดงในรูปที่ 2.13 (ก) ปลาย A เป็นตัวรองรับแบบสลักยึดซึ่งป้องกันไม่ให้อันเคลื่อนที่ แต่ไม่ได้ป้องกันการหมุน (โมเมนต์ด้านเป็นศูนย์) ปฏิกริยาที่จุด A แสดงด้วยปฏิกริยา  $A_x$  และ  $A_y$  ส่วนปลาย B เป็นตัวรองรับแบบลูกกลิ้ง จึงมีเฉพาะแรงปฏิกริยา  $B_y$  โดยแรงปฏิกริยาที่ปลายคานนั้นกระทำตั้งฉากกับคานและไม่เกิดโมเมนต์ด้านที่ปลายคานทั้ง 2 ด้าน ส่วนด้านล่างของรูปที่ 2.13 (ก) แสดงเส้นโค้งการโก่งตัวแบบโก่งหงายตลอดช่วงคาน

2. คานอย่างง่ายมีปลายยื่นเลย (simple beam with overhang) คานชนิดนี้มีปลายด้านใดด้านหนึ่งหรือทั้ง 2 ด้าน ยื่นเลยตัวรองรับออกไปดังแสดงในรูปที่ 2.13 (ข) และด้านล่างของรูปแสดงเส้นโค้งการโก่งตัว 2 ช่วง ช่วงหนึ่งโก่งหงายและอีกช่วงหนึ่งโก่งคว่ำ



(ก) คานอย่างง่าย



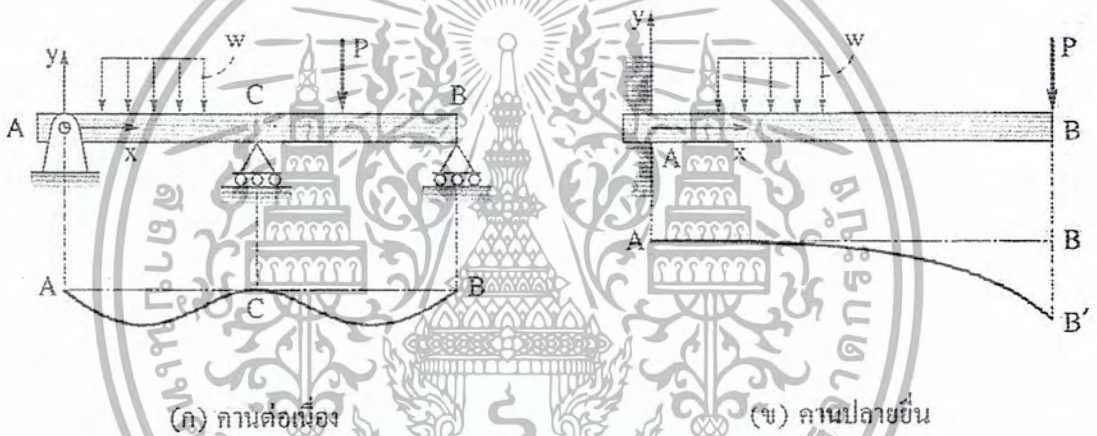
(ข) คานอย่างง่ายมีปลายยื่นเลย

รูปที่ 2.13 คานอย่างง่ายและคานอย่างง่ายมีปลายยื่นเลย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.คานต่อเนื่อง (continuous beam) คานชนิดนี้มีตัวรองรับมากกว่า 2 ตัวขึ้นไป แสดงในรูปที่ 2.14 (ก) ปลาย A เป็นตัวรองรับแบบสลักยึด ส่วนที่ปลาย B และจุด C เป็นตัวรองรับแบบลูกกลิ้ง โดยที่ปลาย A และ B มีโมเมนต์ต้านเป็นศูนย์ และเส้นโค้งการโก่งตัวของคานมีลักษณะ โกงหงายและ โกงคว่ำเป็นช่วงๆ

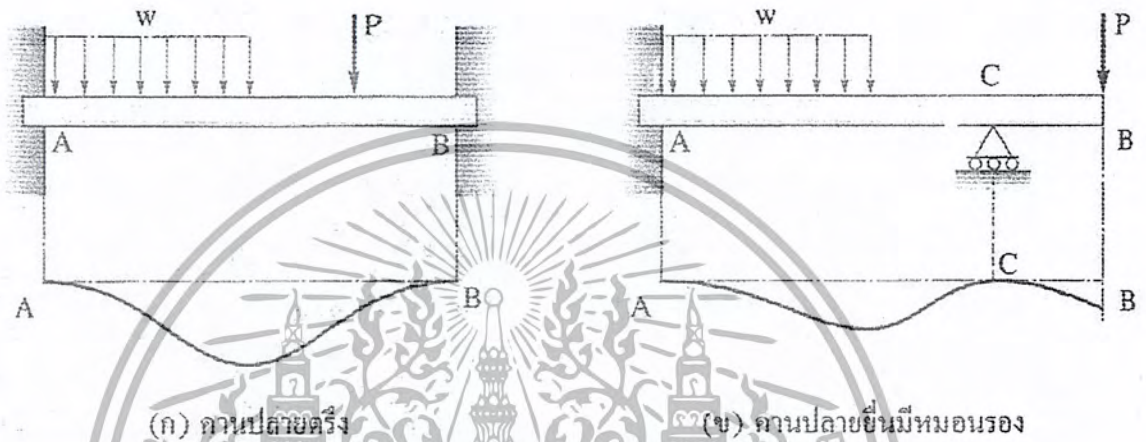
4.คานปลายยื่น (cantilever beam) คานชนิดนี้มีปลายด้านหนึ่งยึดแน่นสอดฝังในผนังหรือตัวรองรับอย่างถาวร โดยปลายคานด้านนี้ไม่สามารถเลื่อนที่หรือหมุนได้ ส่วนอีกด้านหนึ่งเป็นปลายอิสระ ดังแสดงในรูป 2.14 (ข) สำหรับคานประเภทนี้ เมื่อถูกแรง  $P$  และแรงกระทำเป็นบริเวณกดลง พบว่าคานจะโก่งคว่ำตลอดช่วงคาน และที่ปลายด้านที่ยึดกับผนัง (จุด A) นั้นเส้นสัมผัสกับเส้นโค้งการโก่งตัวจะเป็นเส้นแนวระดับ โดยมีจุด A เป็นจุดสัมผัส



รูปที่ 2.14 คานต่อเนื่องและคานปลายยื่น

5. คานปลายตรึง (fixed beam) คานชนิดนี้มีปลายทั้ง 2 ด้านยึดตรึงกับผนังหรือตัวรองรับอย่างถาวรและไม่สามารถเลื่อนที่หรือหมุนได้ ดังแสดงในรูปที่ 2.15 (ก) ภายใต้แรงกระทำเป็นบริเวณ และแรง  $P$  ในทิศลง คานจะโก่งหงายโดยมีเส้นสัมผัสกับเส้นโค้งการโก่งตัวที่จุด A และ B เป็นเส้นแนวระดับ

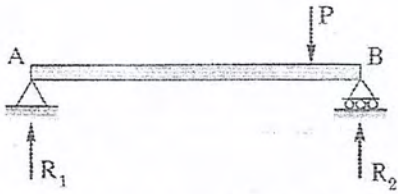
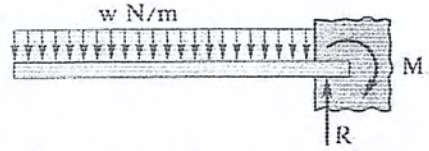
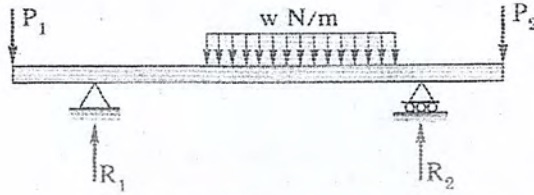
6. คานปลายยื่นมีหมอนรอง (cantilever beam with overhang) คานชนิดนี้มีปลายด้านหนึ่งยึดตรึงอย่างถาวรและปลายอีกด้านหนึ่งยื่นเลยตัวรองรับแบบลูกกึ่งดังแสดงในรูปที่ 2.15 (ข) ภายใต้แรงกระทำดังรูป คานจะโก่งงายในช่วง AC และโก่งคว่ำในช่วง CB เนื่องจากในช่วง AC คานจะถูกกดลง ทำให้ปลาย B กระดก (ถ้าไม่มีแรง  $P$  กด) และเมื่อแรง  $P$  มากคานปลาย B ลง จึงทำให้คานช่วง CB นั้น โก่งคว่ำ



รูปที่ 2.15 คานปลายตรึงและคานปลายยื่นมีหมอนรอง

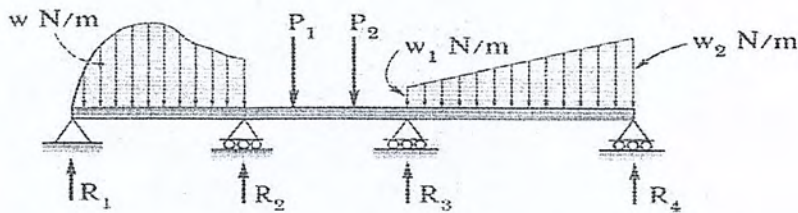
กรณีแบ่งตามความสามารถในการวิเคราะห์สมดุลของคาน

1. คานที่วิเคราะห์ด้วยสมดุลสถิตได้ (statically determinate beam) หรือเรียกอีกอย่างหนึ่งว่า คานดีเทอร์มิเนตเชิงสถิต การวิเคราะห์สมดุลกับ FBD ของคานชนิดนี้ใช้สมการสภาวะสมดุลคำนวณสำหรับการวิเคราะห์ FBD ของคานบนระนาบเดียวนั้นจะมีตัวแปร 2 ตัว เช่น แรงปฏิกิริยา 2 แรง หรือ แรงปฏิกิริยา 1 แรงและ โมเมนต์ของแรงคู่ควบอีก 1 โมเมนต์ เป็นต้น ตัวอย่างของคานชนิดนี้ ได้แก่ คานอย่างง่าย คานปลายยื่น และคานอย่างง่ายมีปลายยื่นเลย ดังแสดงในรูปที่ 2.16

(ก) คานอย่างง่าย ( $R_1, R_2$ )(ข) คานปลายยื่น ( $R, M$ )(ค) คานอย่างง่ายที่มีปลายยื่นสอง ( $R_1, R_2$ )

### รูปที่ 2.16 คานที่วิเคราะห์ด้วยสมการสถิตได้

2. คานที่วิเคราะห์ด้วยสมการสถิตอย่างเดียวไม่ได้ (statically indeterminate beam) หรือเรียกอีกอย่างหนึ่งว่า คานอินดีเทอร์มิเนตเชิงสถิต การวิเคราะห์สมการกับ FBD ของคานชนิดนี้ใช้สมการสภาวะสมดุลจำนวนนั้นอย่างเพียงพอ เนื่องจากจำนวนของแรงปฏิกิริยาและโมเมนต์ของแรงคู่ควบ (โมเมนต์ต้าน) มีมากกว่าจำนวนสมการสภาวะสมดุล ตัวอย่างของคานชนิดนี้ ได้แก่ คานต่อเนื่อง คานปลายยื่นที่มีหมอนรองเป็นต้น ดังแสดงในรูปที่ 2.17

(ก) คานพรีอูปเพด ( $R_1, R_2, M_2$ )(ข) คานปลายตรง ( $R_1, R_2, M_1, M_2$ )(ค) คานต่อเนื่อง ( $R_1, R_2, R_3, R_4$ )

### รูปที่ 2.17 คานที่วิเคราะห์ด้วยสมการสถิตอย่างเดียวไม่ได้

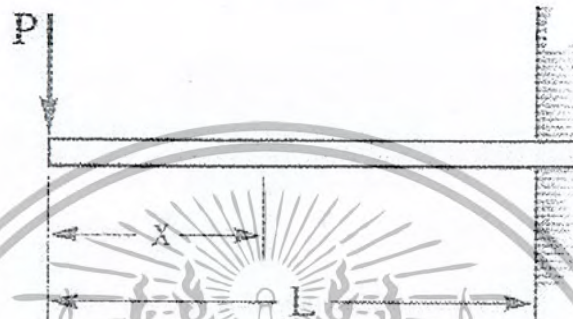
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชนิดของแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนคาน

เราสามารถแบ่งการพิจารณาชนิดของแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนคานได้เป็น 4 แบบ คือ

1.แรงกระทำที่เป็นจุด เป็นแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนพื้นที่ที่มีขนาดเล็กมาก ซึ่งถือว่าเป็นจุดได้

### แรงกระทำที่จุดปลายคาน P

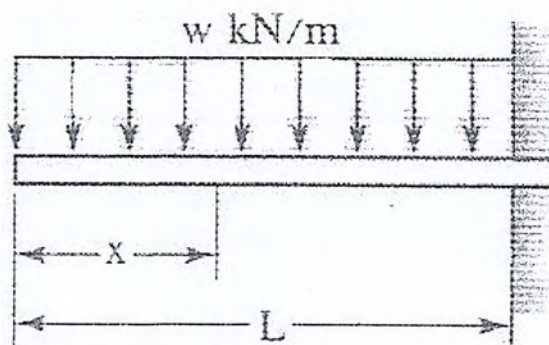


รูปที่ 2.18 แรงที่กระทำเป็นจุด

2.แรงกระทำบนคานแบบกระจาย เป็นแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนพื้นที่บางส่วนหรือทั้งหมดของคานนั้น แบ่งการพิจารณาได้เป็น 2 แบบ คือ

2.1 แรงที่กระจายสม่ำเสมอ เขียนย่อได้ว่า UDL โดยแรงนี้จะกระทำอย่างสม่ำเสมอหรือกระจายอย่างสม่ำเสมอตลอดพื้นที่นั้น ดังรูปที่ 2.19

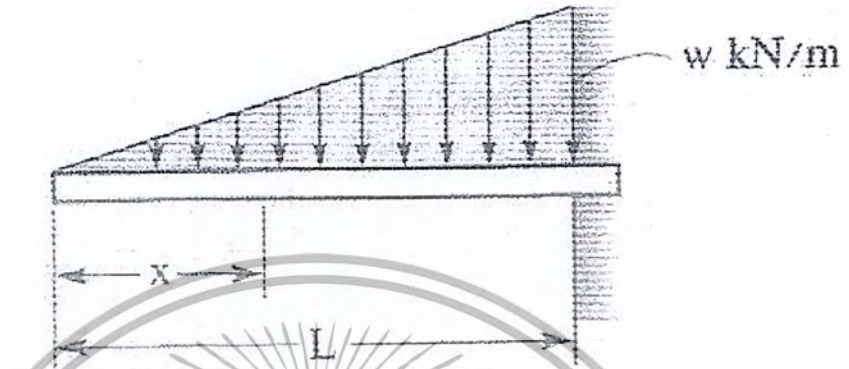
### แรงกระจายสม่ำเสมอบนคาน



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้เฉพาะในการเรียนการสอนเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

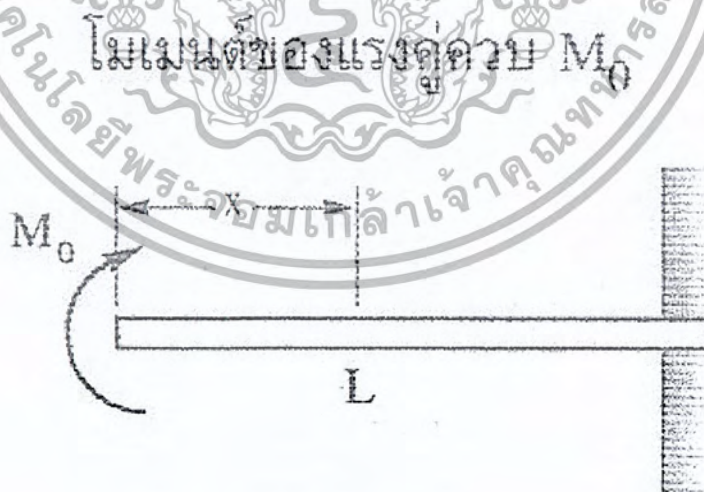
## 2.2 แรงที่กระจายไม่สม่ำเสมอ

### แรงกระจายเพิ่มขึ้นสม่ำเสมอ



รูปที่ 2.20 แรงที่กระจายสม่ำเสมอบนคาน

### 3. แรงคู่ควบหรือโมเมนต์ เป็นแรงที่พยายามจะทำให้เกิดการหมุนบนคานนั้น



รูปที่ 2.21 โมเมนต์ของแรงคู่ควบ

แรงรวม เป็นแรงที่รวมกันระหว่างแรงเป็นจุดกับแรงกระจายที่กระทำบนคานหรือแรงคู่ควบ

หรือโมเมนต์ หรือแรงทั้งสามประเภทรวมกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 1.1 แรงเฉือนและโมเมนต์คัตภายในคาน

เมื่อคานถูกกระทำด้วยแรงหรือน้ำหนักและโมเมนต์ภายนอก จะทำให้เกิดความเค้นขึ้นภายในคาน ในการที่จะหาขนาดของความเค้นที่หน้าตัดใดๆ ของคาน จึงจำเป็นที่จะต้องคำนวณหาแรงและโมเมนต์คัตที่เกิดขึ้นที่หน้าตัดนั้นให้ได้เสียก่อน โดยใช้สมการของการสมดุลทางสถิตยศาสตร์

**แรงเฉือน** คือ แรงที่จะทำให้คานที่รับแรงนี้ถูกเฉือนขาดในแนวตั้ง ปกติแล้วแรงเฉือนนี้จะมีผลต่อการเฉือนขาดของวัสดุที่ใช้ทำคานในงาน โครงสร้างต่างๆ มากมาย

**โมเมนต์คัต** คือ โมเมนต์ที่เกิดขึ้นอันเนื่องมาจากแรงเฉือนที่กระทำต่อคาน โมเมนต์ชนิดนี้เองที่จะพยายามให้คานที่รับแรงเฉือนนั้น โค้งงอจนไม่สามารถที่จะใช้งานได้ต่อไปอีก

**ไดอะแกรมของแรงเฉือน** เขียนย่อว่า SFD คือ แผนภาพที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงเฉือนกับความยาวของคานนั้น โดยที่มีจุดทางด้านซ้ายมือจนถึงทางด้านขวามือสุดของคานนั้น และค่าทางแกน Y จะเป็นค่าแรงเฉือนในแนวตั้งที่หน้าตัดใดๆ ของคานนั้น

**ไดอะแกรมของโมเมนต์คัต** เขียนย่อว่า BMD คือ แผนภาพที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างโมเมนต์คัตกับความยาวของคานนั้น โดยที่มีจุดทางด้านซ้ายมือสุดของคานนั้นเป็นจุดเริ่มต้น ค่าทางแกน X จะเป็นระยะทางที่วัดไปตามความยาวของคานนั้น ตั้งแต่ทางด้านซ้ายมือจนถึงทางด้านขวามือสุดของคานนั้น และค่าทางแกน Y จะเป็นค่าของแรงเฉือนในแนวตั้งที่หน้าตัดใดๆ ของคานนั้น

### แผนภาพของแรงเฉือนและโมเมนต์คัตภายในคาน

การที่จะหาแรงเฉือนและโมเมนต์คัตในคานที่รองรับบนคานช่วงเดียวปลายยื่นนั้น จำเป็นต้องหาแรงปฏิกิริยาที่รองรับของคานก่อนเสมอ ดังนั้นค่าแรงปฏิกิริยาที่คำนวณได้จะต้องเป็นค่าที่ถูกต้อง มิฉะนั้นจะทำให้การหาค่าแรงเฉือนและโมเมนต์คัตของคานนั้นผิดพลาดไปด้วย ส่วนคานแบบยื่นนั้นไม่จำเป็นต้องหาแรงปฏิกิริยาที่เกิดขึ้น ในกรณีของคานช่วงเดียวกันหรือคานช่วงเดียวปลายยื่น แรงปฏิกิริยาแต่ละตัวจะหาได้โดยการหาโมเมนต์รอบจุดรองรับ แล้วใช้ผลรวมของแรงปฏิกิริยาเท่ากับแรงที่กระทำกับคานหรือน้ำหนักที่กระทำกับคานก็จะหาค่าแรงปฏิกิริยาที่กระทำกับจุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รองรับของคานได้ตามที่ต้องการ ซึ่งจะสามารถหาแรงเฉือนและ โมเมนต์คัตที่เกิดขึ้นที่หน้าตัดนั้น ได้ โดยใช้สมการสถิตยศาสตร์

### ตำแหน่งรับแรงเฉือนมากที่สุด

ในการหาค่าและตำแหน่งของแรงเฉือนสูงสุดนั้นจะต้องสร้างแผนภาพของแรงเฉือน ทั้งนี้ เพราะไม่มีการคำนวณวิธีใดที่จะบอกได้ว่าแรงเฉือนสูงสุดที่เกิดขึ้นจะเกิด ณ ที่ใดของคานนั้น แต่ โดยทั่วไปแล้วมักจะเกิดที่บริเวณจุดรองรับของคานนั้นเป็นส่วนใหญ่

### ตำแหน่งรับโมเมนต์คัตสูงสุด

ในการที่จะหาความเค้นคัตในคานมีความจำเป็นที่จะต้องใช้ค่าโมเมนต์คัตที่มีขนาดสูงสุด (ค่าเป็นบวกหรือลบมากที่สุด) ตำแหน่งที่ขนาดของโมเมนต์คัตสูงสุด อาจหาได้โดยการใช้ข้อสังเกต ดังต่อไปนี้

1. ค่าโมเมนต์คัตสูงสุดจะเกิดขึ้น ณ ตำแหน่งที่มีค่าของแรงเฉือนเปลี่ยนจากบวกมาเป็นลบ
2. ค่าโมเมนต์คัตสูงสุดจะเกิดขึ้น ณ ตำแหน่งที่มีค่าของแรงเฉือนเปลี่ยนจากลบมาเป็นบวก
3. ในกรณีที่สมการของโมเมนต์คัตเป็นฟังก์ชันต่อเนื่องของ  $X$  ตลอดทั้งคาน ค่าโมเมนต์คัตสูงสุดและโมเมนต์คัตต่ำสุดจะเกิดเมื่อ transverse shear force ( $v$ ) = 0 ( $dm / dx = 0$ )
4. ในกรณีที่มีแรงกระทำเป็นจุดอยู่ด้วย ขนาดสูงสุดของค่าโมเมนต์คัตจะเกิดขึ้น ณ ที่ใดที่หนึ่งของแรงที่กระทำเป็นจุด ทั้งนี้ยกเว้นคานแบบยื่น
5. ขนาดสูงสุดของโมเมนต์คัตในคานแบบยื่น จะเกิดที่ปลายของคานซึ่งถูกยึดแน่น

### ความเค้นคัตในคาน

เมื่อคานถูกแรงภายนอกกระทำหรือคานรับน้ำหนักไว้ จะทำให้มีแรงต้านทานเกิดขึ้นในคานนั้น ผลของแรงภายนอกและแรงคู่ควบที่มากระทำกับคาน โดยทั่วไปจะทำให้เกิดแรงปฏิกิริยาดังนี้

1. ความเค้นดัดเกิดขึ้นที่หน้าตัดของคานที่ตั้งฉากกับแกนตามความยาวของคาน
2. ความเค้นเฉือนจะเกิดขึ้นที่หน้าตัดของคานที่ตั้งฉากกับแกนตามความยาวของคานนั้นด้วย
3. การโค้งของคาน ซึ่งจะกระทำในแนวตั้งฉากกับความยาวของคานนั้น

### ความเค้นดัดล้วน

ความเค้นดัดล้วน คือ คานหรือส่วนของคานที่ถูกกระทำด้วยแรงคู่ควบหรือ โมเมนต์ดัดคดทั้งสองด้าน โดยไม่มีแรงอื่นเลย จะทำให้แรงเฉือนมีค่าเป็นศูนย์ตลอดทั้งคาน ซึ่งจะทำให้เกิดความเค้นดัดเพียงอย่างเดียว

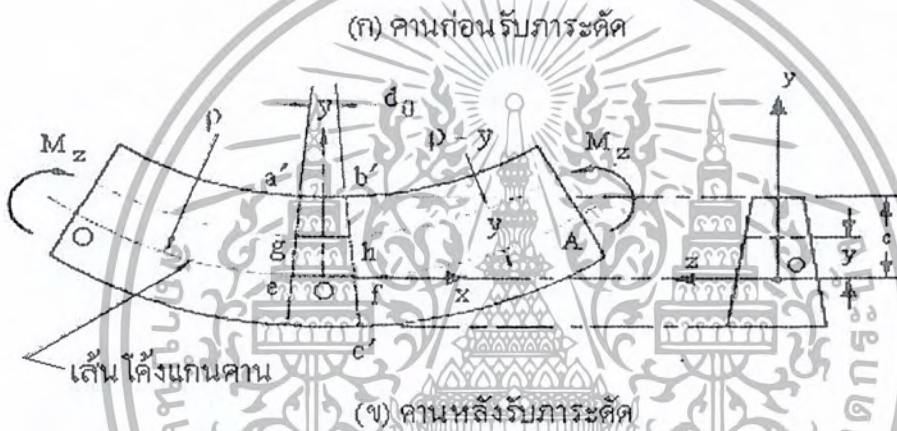
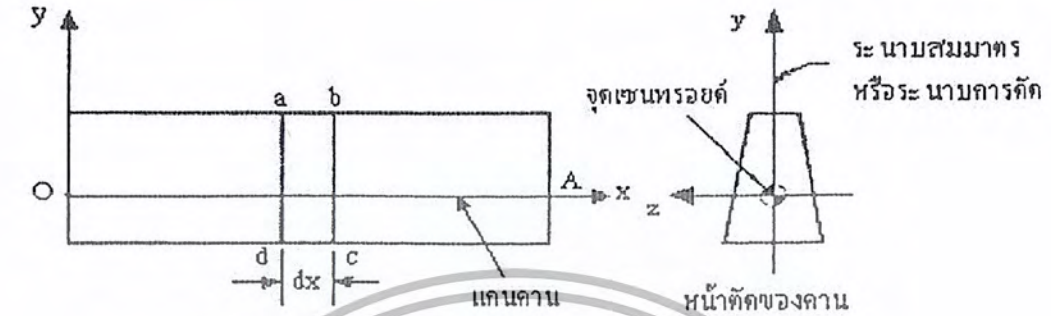
### ความเค้นดัดธรรมดา

ความเค้นดัดธรรมดา คือ คานที่รับแรงหรือหน้าหนักตามแนวตั้งฉากกับแนวของคานนั้น ซึ่งจะมีผลทำให้เกิดทั้งความเค้นดัดและความเค้นเฉือนในคาน เนื่องจากว่ามีทั้งแรงเฉือนและ โมเมนต์ดัดเกิดขึ้นที่หน้าตัดของคานนั้น

ข้อสมมติฐานที่ใช้ในการคำนวณการหาค่าความเค้นดัดที่เกิดขึ้นในคาน

1. ก่อนที่จะมีแรงมากระทำกับคานนั้น คานจะต้องมีลักษณะตรงอยู่เสมอตลอดคาน
2. คานที่ใช้จะต้องทำมาจากวัสดุที่เป็นเนื้อเดียวกันตลอดทั้งคาน
3. ความเค้นที่เกิดขึ้นในคาน จะต้องมีขนาดไม่เกินขีดจำกัดความยืดหยุ่นที่จะรับได้
4. ค่าโมดูลัสของความยืดหยุ่น ทั้งที่ด้านรับความเค้นดึงและความเค้นอัดในคาน จะต้องมีความเท่ากันเสมอ
5. ระนาบหน้าตัดของคานทั้งก่อนและหลังการพิจารณา จะต้องเป็นระนาบหน้าตัดเดิมเสมอ
6. ความโค้งของคานที่เกิดขึ้นจะต้องมีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับความยาวของคาน

ให้พิจารณาคานตรงที่มีค่าโมเมนต์ดัดมากกระทำที่ปลายคานทั้ง 2 โดยความเค้นดัดมีค่าเป็นลบและความเค้นดิ่งมีค่าเป็นบวก



รูปที่ 2.22 การโก่งตัวของคานหลังรับภาระดัด

จากทฤษฎีความเค้นดัดในคาน

ความเค้นดัด 
$$-\sigma = \frac{Ey}{\rho} \quad \dots(2.20)$$

โมเมนต์ของแรงนี้กระทำรอบแกนกลาง (จากรูปที่ 2.22 แกนกลางคือเส้น OA) จะได้ว่า

$$M = \frac{EI}{\rho} \quad \dots(2.21)$$

เมื่อ  $I = \int y^2 dA$  เป็นโมเมนต์ของความเฉื่อย ของรูปหน้าตัดของคานรอบแกนกลางนั้น

ฉะนั้น 
$$\frac{M}{I} = -\frac{\sigma}{y} \quad \dots(2.22)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ถ้าให้  $c$  เป็นระยะจากแนวแกนกลางของหน้าตัดนั้น ไปยังขอบบนสุดและล่างสุดของหน้าตัดของคานานั้น จะได้ความสัมพันธ์ว่า

$$\sigma_{\max} = \frac{Mc}{I} \quad \dots(2.23)$$

เมื่อ  $y$  คือ ระยะจากแกนกลางไปยังตำแหน่งที่ต้องการหาความเค้นดัด (m)

$\sigma$  คือ ความเค้นดัด ( $\text{N/m}^2$ )

$E$  คือ โมดูลัสสภาพยืดหยุ่น ( $\text{N/m}^2$ )

$M$  คือ โมเมนต์ลัพธ์ภายใน ห่างจากพื้นที่หน้าตัด ( $\text{N}\cdot\text{m}$ )

$c$  คือ ระยะตั้งฉากจากแกนกลาง (m)

$I$  คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของพื้นที่หน้าตัดคำนวณรอบแกนกลาง ( $\text{m}^4$ )

#### การหาตำแหน่งของแนวแกนกลาง

แกนกลาง (Neutral axis, N.A.) คือ เซนทรอยด์ (Centroid) ของพื้นที่หน้าตัด โดย  $I$  เป็นค่าของโมเมนต์ของความเฉื่อยรอบแกนกลาง ดังนั้นจึงจำเป็นต้องหาตำแหน่งของแนวแกนกลางของรูปหน้าตัดของคานาให้ได้เสียก่อน

จากสมมูลของแรงในแนวราบ

$$\frac{\sum y}{y} \int y dA = 0 \quad \dots(2.24)$$

แต่  $\frac{\sum y}{y}$  ไม่เป็นศูนย์แสดงว่า  $\int y dA$  จะต้องเป็นศูนย์ ซึ่งค่า  $\int y dA$  คือ ค่าโมเมนต์ของพื้นที่หน้าตัดของคานารอบแกนกลาง เขียนแทนได้ด้วย  $A\bar{y}$  โดยที่  $\bar{y}$  เป็นระยะห่างจากแกนศูนย์ถ่วงของรูปหน้าตัดกับแกนกลาง ดังนั้น

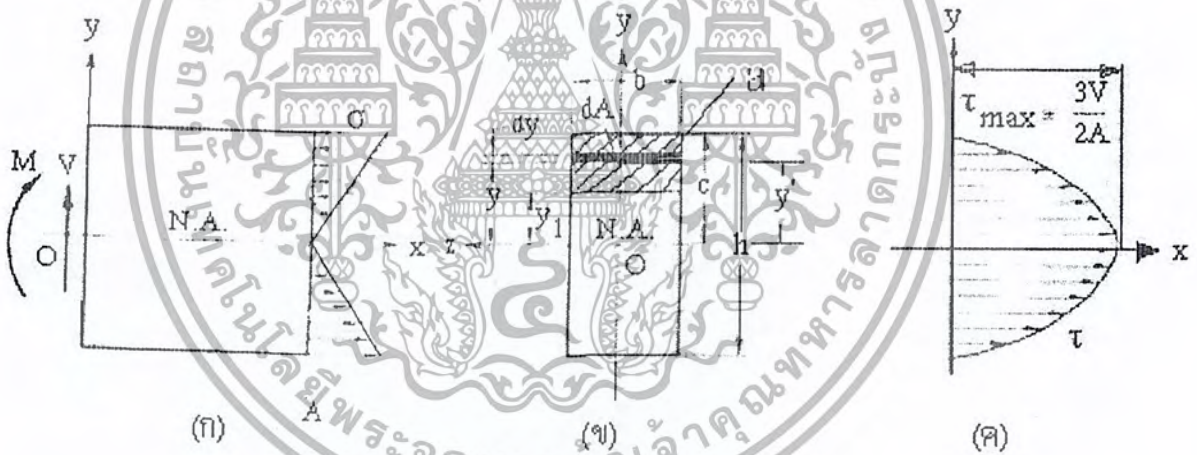
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\int y dA = A \bar{y} = 0 \quad \text{.....(2.25)}$$

แต่  $A$  ไม่เท่ากับศูนย์ ดังนั้น  $\bar{y}$  จะต้องเป็นศูนย์ ซึ่งแสดงว่าตำแหน่งของแกนกลางอยู่ที่เดียวกับตำแหน่งของแกนศูนย์กลางถ่วงของรูปหน้าตัดนั้น ถ้าทราบค่าจุดศูนย์กลางถ่วงของวัตถุนั้นก็สามารถหาการหาแนวแกนกลางได้ การหาจุดศูนย์กลางถ่วงของวัตถุนั้นสามารถหาได้จากการที่ศึกษามาแล้วในวิชา กลศาสตร์

### ความเค้นเฉือนในคาน

ความเค้นเฉือนในคาน เมื่อคานถูกกระทำด้วยแรงภายนอกหรือมีน้ำหนักกระทำกับคานแล้ว จะทำให้เกิดแรงต้านทานภายในขึ้นมาสองชนิดด้วยกันคือ แรงเฉือนในแนวตั้งและ โมเมนต์คัต สำหรับค่าของโมเมนต์คัตจะทำให้เกิดความเค้นดัดตั้งฉากขึ้นบนหน้าตัดทางขวางของคาน และในขณะเดียวกันแรงเฉือนในแนวตั้งก็ทำให้เกิดความเค้นเฉือนได้อีก



รูปที่ 2.23 การกระจายของความเค้นเฉือน

จากรูปที่ 2. 22 การกระจายแรงเฉือน เมื่อหน้าตัดคานเป็นรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า สำหรับคานที่มีรูปหน้าตัดสี่เหลี่ยมผืนผ้า โดยมีความกว้าง  $b$  ความสูง  $h$  และมีแรงเฉือน  $V$  ที่กระทำกับพื้นที่หน้าตัด

จากสูตรความเค้นเฉือน 
$$\tau = \frac{VQ}{lb} \quad \text{.....(2.26)}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่  $\tau$  คือ ความเค้นเฉือน ( $N/m^2$ )

$I$  คือ โมเมนต์ของความเฉื่อยรอบแกนกลางของคาน ( $m^4$ )

$V$  คือ แรงเฉือนในแนวตั้ง ( $N$ )

$b$  คือ ความกว้างของคาน ( $m$ )

$Q$  คือ โมเมนต์ของพื้นที่ที่รอบแกนกลาง  $= \int ydA$

จากรูปที่ 2.22 (ข) ค่า  $Q$  ของพื้นที่ที่อยู่เหนือ ระยะ  $y_1$  ขึ้นไป  $= ay'$

เมื่อ  $a = \left(\frac{h}{2} - y_1\right) * b$

$$y' = \frac{1}{2} \left(\frac{h}{2} - y_1\right) + y_1 = \frac{h}{4} - \frac{y_1}{2} + y_1 = \frac{h}{4} + \frac{y_1}{2}$$

จะได้  $Q = \frac{b}{2} \times \left\{ \frac{h^2}{4} - y_1^2 \right\}$  .....(2.27)

ความเค้นเฉือน  $\tau = \frac{VQ}{Ib}$  .....(2.28)

$$= \frac{V}{2I} \times \left\{ \frac{h^2}{4} - y_1^2 \right\}$$

การกระจายของแรงเฉือนที่เกิดขึ้นบนหน้าตัดของคานรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้าเป็นรูปพาราโบลา ดังรูปที่ 2.22 (ค) ตามระยะทางของ  $y_1^2$  จากแนวแกนกลาง เมื่อค่า  $y_1 = \pm \frac{h}{2}$  ที่ผิวบนและล่างของคาน

ค่าความเค้นเฉือนจะเท่ากับศูนย์ และเมื่อ  $y_1 = 0$  ที่แกนกลาง ค่าความเค้นเฉือนจะมีค่าสูงสุดในคาน

นั้น เพราะฉะนั้น ความเค้นเฉือนสูงสุด  $\tau_{\max} = \frac{Vh^2}{8I}$

โดย  $I = \frac{1}{12}bh^3$  .....(2.29)

แทนค่าในสมการ และ  $bh = A$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ฉะนั้น	$\tau_{\max} = \frac{3}{2} x \frac{V}{A}$	
แก้ค่าความเค้นเฉลี่ย	$\tau_{\text{mean}} = \frac{V}{A}$	
ดังนั้น	$\tau_{\max} = 1.5 \tau_{\text{mean}}$	.....(2.30)

## 2.18 อุปกรณ์ในการควบคุม

### 2.18.1 ใบพัด

ใบพัดเครื่องบินปัจจุบันมีหลายขนาดและวัสดุที่นำมาทำนั้นก็มีหลากหลาย แต่ส่วนใหญ่มักมีส่วนผสมของพลาสติกเป็นหลัก มีความคงทนแตกต่างกันไป ใบพัดประกอบด้วยใบ 2 ใบขึ้นไป ใบพัดที่ใช้ในเครื่องบินวิทยุบังคับก็มีหลายขนาดตั้งแต่ 1 นิ้ว เป็นต้นไป จนถึง 14 หรือ 15 นิ้ว ซึ่งราคาจึงมีความแตกต่างกันไปตามวัสดุที่ผลิต การทำงานของใบพัดเครื่องบินไม่ว่าจะเป็นเครื่องบินมอเตอร์ไฟฟ้าหรือเครื่องบินน้ำมัน ล้วนมีหลักการทำงานเดียวกัน คือ การหมุนดันอากาศไปด้านหลังเพื่อให้เกิดแรงขับ (thrust) แรงขับ เป็นแรงที่ใช้ขับเคลื่อนอากาศยานไปในอากาศ แรงขับเป็นระบบที่สร้างขึ้นเพื่อใช้ผลักดันอากาศยาน ซึ่งมีอยู่หลายแบบและหลายวิธีการในการสร้างระบบผลักดันนี้ขึ้นมา จุดมุ่งหมายของใบพัดก็คือ การขับเคลื่อนอากาศยานให้เคลื่อนที่ไปในอากาศ

หลักการทำงาน ใบพัดสร้างขึ้นให้มีลักษณะหรือรูปร่าง เป็นแพนอากาศคล้ายกับลักษณะของปีกเครื่องบิน เมื่อใบพัดหมุนโดยการหมุนของเครื่องยนต์หรือมอเตอร์ไฟฟ้า ใบพัดจะสร้างแรงยกไปทางด้านหน้าของเครื่องบินและแรงยกส่วนนี้ เรียกว่า แรงขับ ทำให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้า อากาศยานส่วนใหญ่มีใบพัดแบบที่ใช้ดึงเครื่องบินผ่านไปในอากาศ ใบพัดประเภทนี้เรียกว่า แทรกเตอร์ (tractor) อากาศยานบางเครื่องใช้ใบพัดแบบผลักให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปในอากาศ เรียกใบพัดประเภทนี้ว่า พูชเชอร์ (pusher)

## 2.18.2 วงจรในการควบคุม

### ระบบวิทยุ

วิทยุ คือ อุปกรณ์ส่งสัญญาณไปเครื่องรับ (receiver) ซึ่งสัญญาณที่ใช้ส่งมี 2 ระบบ คือ

1) PPM (Pulse position modulation) คือ ระบบที่เครื่องวิทยุส่งข้อมูลของสัญญาณที่ทำการควบคุมเซอร์โวแต่ละช่องโดยตรง โดยที่ receiver ไม่ต้องตีความอะไร

2) PCM (Pulse code modulation) คือ ระบบที่รับและส่งสัญญาณโดยการเข้ารหัสทั้งภาครับและภาคส่ง ทำให้คลื่นมีความบริสุทธิ์มากกว่า โดยวิทยุที่มี PCM จะมีระบบเฟลเซฟ (fail safe) เมื่ออยู่ในจุดอับสัญญาณ คลื่นกวน หรือสัญญาณจางจนแปลไม่ได้ ซึ่งภาครับจะไม่ส่งสัญญาณใดๆ ไปที่เซอร์โวจนกว่าจะรับสัญญาณได้อีกครั้ง

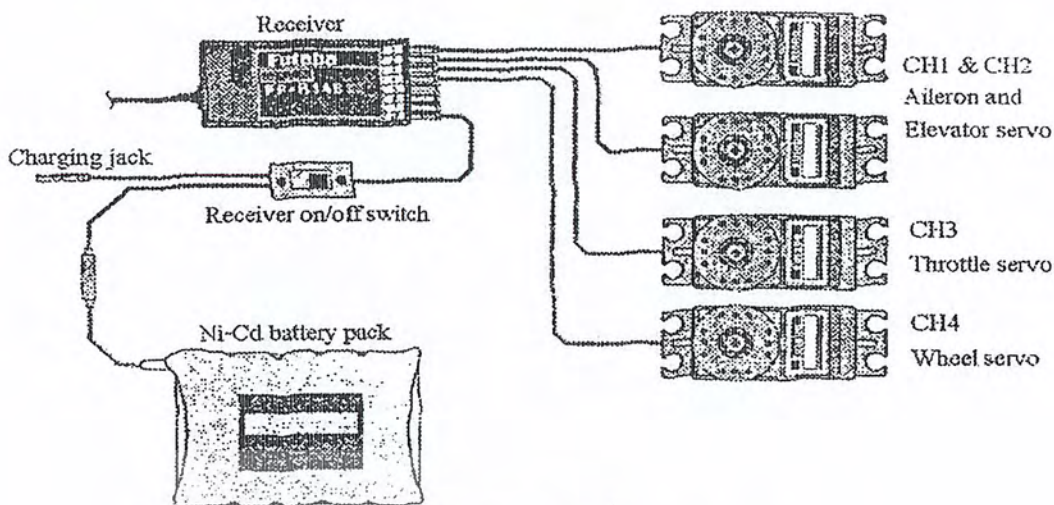
### เครื่องรับ

เครื่องรับ คือ อุปกรณ์รับสัญญาณจากเครื่องบังคับวิทยุ และส่งสัญญาณที่ได้ไปยังเซอร์โว (Servo) เพื่อควบคุมการทำงานของเครื่องบิน

### เซอร์โว (Servo)

เซอร์โว คือ ตัวเปลี่ยนพลังงานไฟฟ้าให้เป็นพลังงานกลในการส่งแรงไปบังคับส่วนต่างๆ ของเครื่องบินบังคับให้เคลื่อนไหวสอดคล้องกับความต้องการในท่าทางการบินต่างๆ

ซึ่งที่ตัวเซอร์โวในช่องสัญญาณที่ 1 และ 2 จะเป็นตัวควบคุมการทำงานของ Elevator และ Aileron โดยที่จะทำการเคลื่อนที่เป็น Elevator โดยการหมุนของเซอร์โวอยู่ในทิศทางเดียวกันพร้อมกัน 2 ตัว และทำงานแบบ Aileron โดยการหมุนของเซอร์โวอยู่ในทิศทางตรงกันข้ามพร้อมกันทั้ง 2 ตัว ที่ช่องสัญญาณที่ 3 จะเป็นการใช้เซอร์โวเพื่อควบคุมการเร่งของเครื่องยนต์ และช่องสัญญาณที่ 4 ใช้เซอร์โวในการควบคุมการเลี้ยวของล้อ



รูปที่ 2.24 วงจรโดยรวมในการควบคุมเครื่องบิน

### 2.18.3 อุปกรณ์ส่วนประกอบอื่นๆ

1. ล้อเครื่องบิน
2. Control hall เป็นอุปกรณ์ที่ติดตั้งอยู่บริเวณแผงหางระดับหรือแผงหางตั้ง เพื่อไว้ใช้เกี่ยวลวดคันชักที่ต่อมาจากเซอร์โว เพื่อให้แกนเซอร์โวสามารถบังคับให้แผงหางระดับกับแผงหางตั้งทำงานตามคำสั่ง
3. อะแดปเตอร์ใบพัด เป็นอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับติดตั้งระหว่างแกนมอเตอร์กับใบพัด คล้ายอุปกรณ์ของเครื่องบินที่เรียกว่า ฮับ (hub)
4. ลวดคันชัก ทำหน้าที่ต่อจากแกนของเซอร์โวเพื่อต่อกับแผงหางบังคับทิศทางของเครื่องบิน
5. เครื่องชาร์จแบตเตอรี่
6. Power supply หรือหม้อแปลงไฟจากกระแสสลับมาเป็นกระแสตรง ซึ่งจ่ายแรงดันไฟฟ้าระหว่าง 10-15 โวลต์
7. อะลูมิเนียมแผ่นสำหรับทำขาล้อ
8. สายไฟดำแดง
9. แจ็กตัวผู้และแจ็กตัวเมีย

### บทที่ 3

#### การออกแบบและการคำนวณ

##### 3.1 คุณสมบัติและสมรรถนะของอากาศยานที่ต้องการ (Requirements)

เงื่อนไขในการออกแบบหรือข้อกำหนดของผู้ใช้ ซึ่งทางคณะผู้จัดทำต้องนำข้อมูลเหล่านี้ไปวิเคราะห์คำนวณให้อากาศยานที่ออกแบบเสร็จสมบูรณ์แล้วมีสมรรถนะ สามารถปฏิบัติการในสถานะที่ผู้ใช้ต้องการ ซึ่งสามารถกำหนดเงื่อนไข โดยสรุปได้ดังนี้

1. เครื่องบินบังคับวิทยุแบบเครื่องยนต์ด้านหน้า
2. มีน้ำหนักบรรทุกทุก 5 kg
3. ความเร็วสูงสุด 100 km/hr
4. เป็นแบบที่มีเสถียรภาพ สามารถใช้ในการบรรทุกสัมภาระหรือประโยชน์อื่นๆ ได้ อย่างต่อเนื่องและมีประสิทธิภาพ

##### 3.2 การออกแบบและการคำนวณ

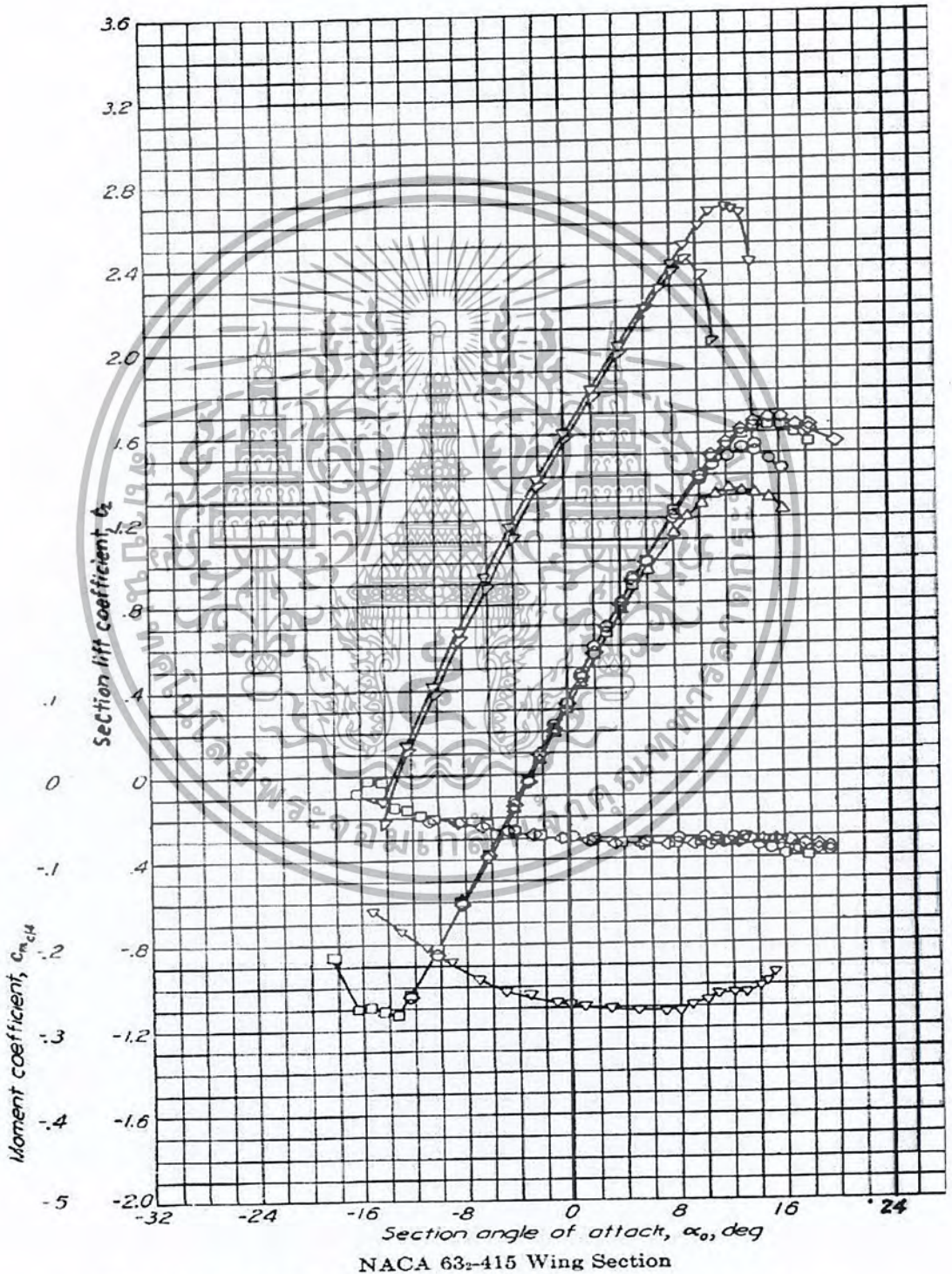
###### (1) การหาขนาดของเครื่องบินบังคับ(Sizing)

All up weight สามารถประมาณค่าได้จากน้ำหนักบรรทุก (Payloads) ในกรณีของเครื่องบินบังคับวิทยุใช้การประมาณค่าให้ Payload เป็น 35 % ของ All up weight โดยสมมติให้เครื่องบินบังคับวิทยุมีส่วนประกอบของโลหะและวัสดุประกอบ ชนิดละ 50% ทำการคำนวณหาน้ำหนักรวมสูงสุด (Gross Weight)

$$\begin{aligned}
 W &= \frac{\text{Payloads}}{0.35} \\
 &= \frac{5}{0.35} \\
 &= 14.3 \text{ kg} \\
 &= 14.3 \times 2.204 = 31.52 \text{ lb} \quad (1 \text{ kg} = 2.204 \text{ lb}) \\
 &= 14.3 \times 9.81 = 140.28 \text{ N}
 \end{aligned}$$

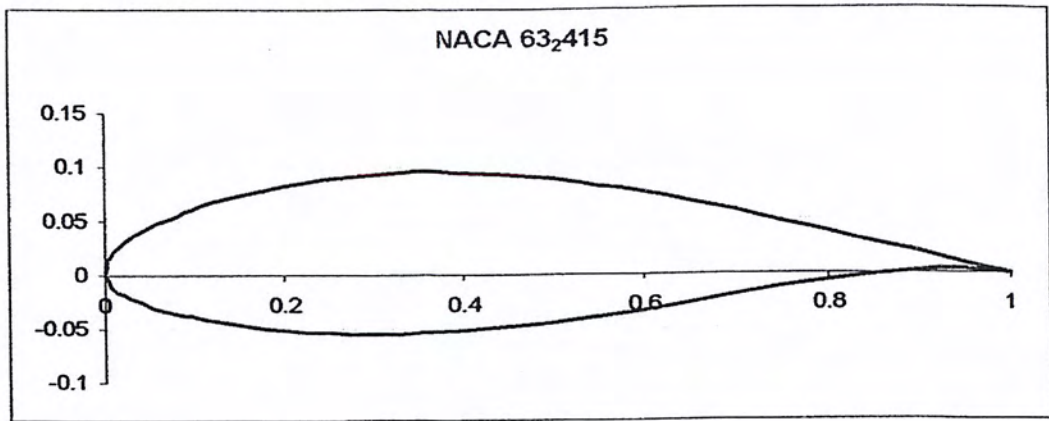
เลือกใช้เพนอากาศ (Airfoil) NACA 63<sub>2</sub>-415 เนื่องจากเป็นเพนอากาศ ชนิดที่มีสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเป็นช่วงกว้าง แรงต้านต่ำ การไหลผ่านของอากาศเป็นแบบราบเรียบ (High performance , Laminar flow and Low drag) โดยเพนอากาศชนิดมี  $C_{L\text{cruise}} = 0.4$  และโดยเฉลี่ย unsymmetrical airfoil มีค่า  $C_{L\text{max}} = 1.3$  โดยสามารถอ่านค่าได้จากกราฟ

### THEORY OF WING SECTIONS



กราฟที่ 3.1 ความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_L$  และมุมปะทะของ airfoil NACA 63<sub>2</sub>-415

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นับว่าผิดเงื่อนไขไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



แผนอากาศ NACA 63<sub>2</sub>-415

รูปที่ 3.1 รูปร่างของแผนอากาศ (airfoil) NACA 63<sub>2</sub>-415

(2) ความเร็วร่วงหล่น ( $V_{stall}$ )

จาก ความเร็วเดินทางที่กำหนด (Cruising speed = 100 km/hr = 92.5 ft/s)

$$\begin{aligned}
 V_{stall}^2 &= V_{cruise}^2 \left( \frac{C_{L \text{ cruise}}}{C_{L \text{ max}}} \right) \\
 &= (92.5 \text{ ft/s})^2 \left( \frac{0.4}{1.3} \right) = 2632.7 \\
 V_{stall} &= 51.3 \text{ ft/s} \\
 V_{stall} &= 15.4 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

(3) การกำหนดค่า Aspect Ratio (AR)

ค่า Aspect Ratio (AR) คือ อัตราส่วนของขนาดกางปีกทั้งหมด (Span) กับค่าความยาวของคอร์ด (Wing chord)

ค่า Aspect Ratio (AR) ที่ใช้สำหรับเครื่องบินขนาดเล็กต่างๆ ไป จะมีค่าประมาณอยู่ในช่วง 6:1-8:1 ถ้า AR น้อย ปีกจะมี Span สั้น ทำให้แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induce Drag) มากขึ้นแต่ความเร็วเดินทาง (Cruising Speed) จะสูงขึ้น ดังนั้นค่าที่เหมาะสมกำหนดให้ AR = 7:1 จะมีความแข็งแรงพอที่จะทำการบินได้ดี [4]

## (4) First wing area estimation

(4.1) หาพื้นที่ปีก ( $S_w$ )

$$\begin{aligned}
 S_w &= \frac{W}{0.5 \rho_0 V_{stall}^2 C_{L, \max}} \\
 &= \frac{31.52}{0.5 \times 0.002377 \times 51.3^2 \times 1.3} \\
 &= 7.75 \text{ ft}^2 \\
 &= 0.72 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

**หมายเหตุ** พื้นที่ปีก ( $S_w$ ) ที่คำนวณได้ยังไม่แน่นอน เนื่องจากต้องนำค่าที่ได้ไปตรวจสอบกับค่า Reynolds number ก่อน

Table Characteristics of the standard atmosphere in English engineering units

Altitude ( $h$ ), ft	Temperature ( $T$ ), R	Pressure ( $P$ ), lb/ft <sup>2</sup>	Density ( $\rho$ ), slug/ft <sup>3</sup>	Speed of sound ( $a$ ), ft/s	Viscosity ( $\mu$ ) slug/ft s
0	518.69	2116.2	0.002377	1116.4	3.737E-07
1,000	515.1	2041	0.002308	1112.6	3.717E-07
2,000	511.6	1963	0.002241	1108.7	3.697E-07
3,000	508.0	1897	0.002175	1104.9	3.677E-07

ตารางที่ 3.1 ตารางแสดงคุณสมบัติมาตรฐานของอากาศที่ความสูงต่างๆ

## คำนวณหา Wing configuration

(4.2) หาขนาดกางปีก (Span),  $b$ 

$$\begin{aligned}
 AR &= \left( \frac{b^2}{S_w} \right) \\
 7 &= \frac{b^2}{0.72} \\
 b &= 2.25 \text{ m}
 \end{aligned}$$

**หมายเหตุ** ขนาดกางปีก ( $b$ ) ที่คำนวณได้ยังไม่แน่นอน เนื่องจากต้องนำค่าที่ได้ไปตรวจสอบกับค่า Reynolds number ก่อน

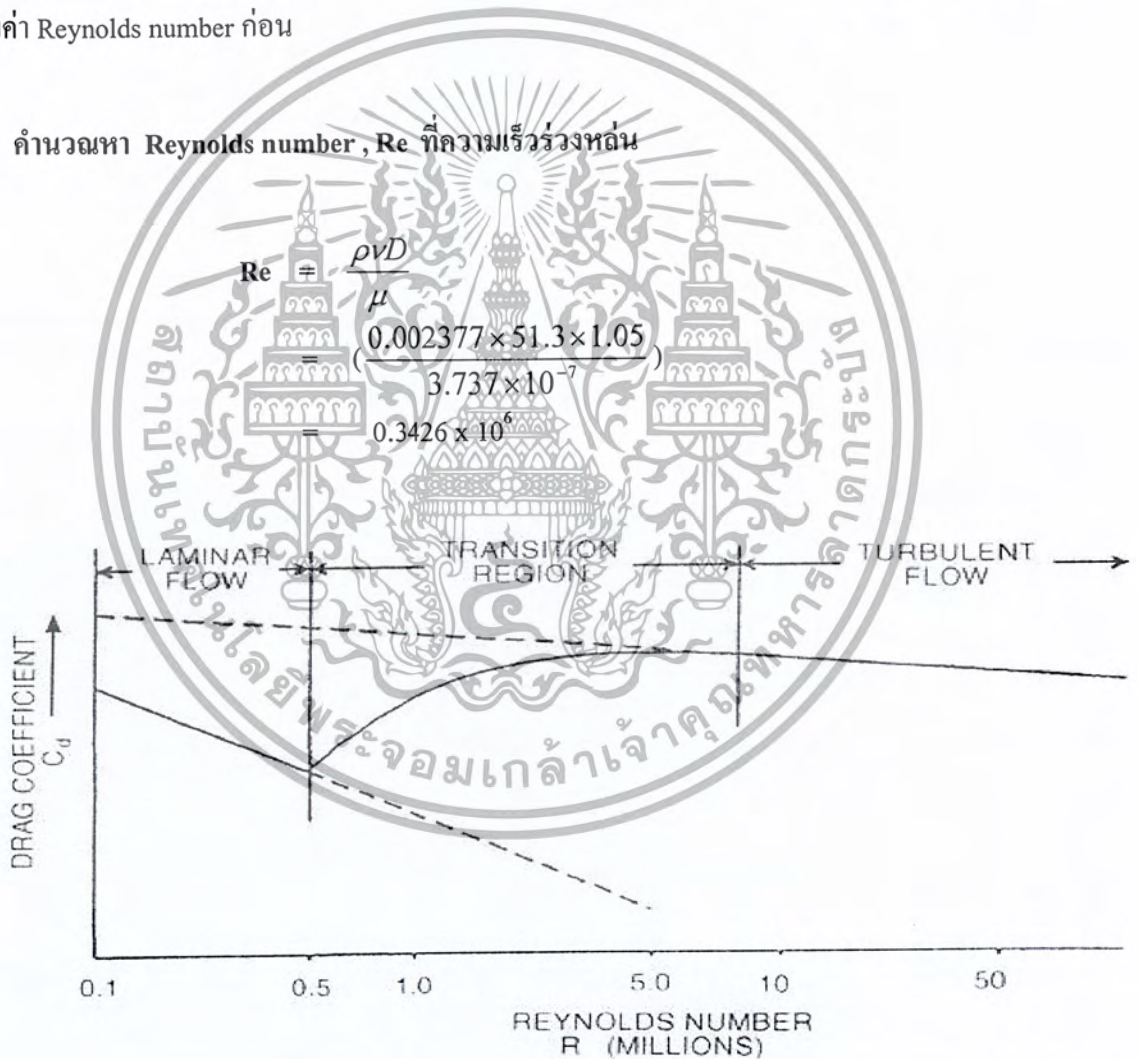
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(4.3) ความยาวคอर्ड (Wing chord) ,  $C_w$ 

จาก ความสัมพันธ์ระหว่างพื้นที่ปีก ( $S_w$ ) และขนาดกางปีก ( $b$ )

$$\begin{aligned} C_w &= \left( \frac{S_w}{b} \right) \\ &= \left( \frac{0.72}{2.25} \right) \\ &= 0.32 \text{ m} \end{aligned}$$

**หมายเหตุ** ความยาวคอर्ड ( $C_w$ ) ที่คำนวณได้ยังไม่แน่นอน เนื่องจากต้องนำค่าที่ได้ไปตรวจสอบกับค่า Reynolds number ก่อน

(5) คำนวณหา Reynolds number ,  $Re$  ที่ความเร็วร่อน

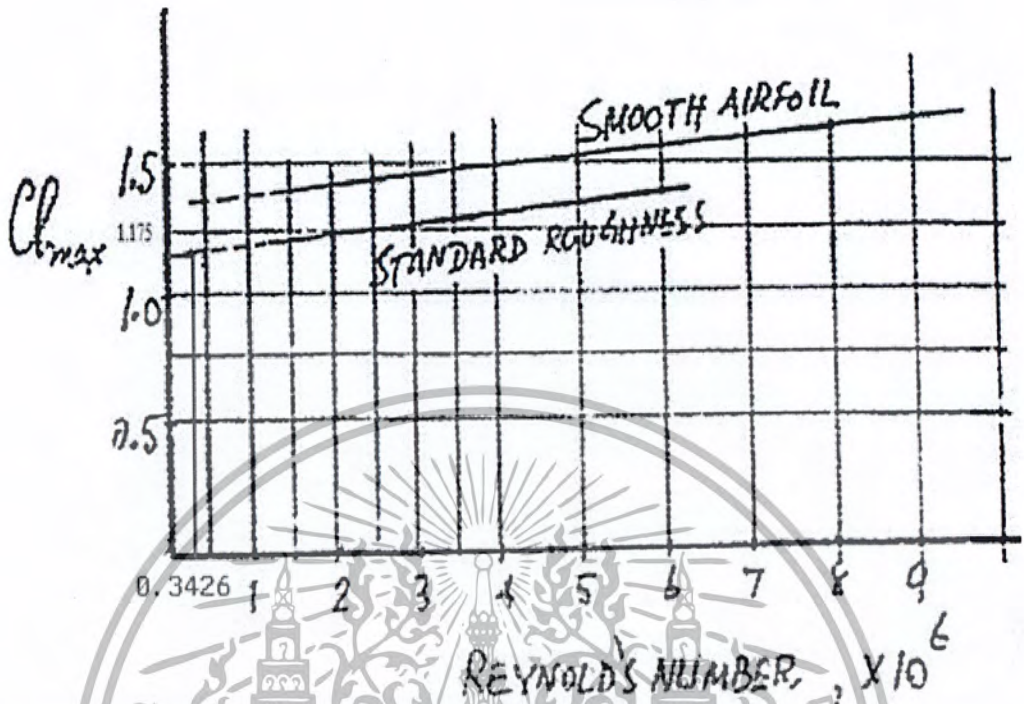
Reynolds number effect on airflow on a smooth flat plate.

กราฟที่ 3.2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง Reynolds number กับ Drag coefficient ซึ่งแสดงการไหลของอากาศบนระนาบเรียบ

**หมายเหตุ** จากกราฟพบว่า  $Re$  ที่คำนวณได้เป็นกรไหลแบบราบเรียบ (Laminar Flow)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(6) หา  $C_{L \max}$  ใหม่ จาก Reynolds number



กราฟที่ 3.3 แผนภูมิความสัมพันธ์ระหว่าง  $Re$  แสดง และ  $C_{L \max}$

จาก Historical Graph (รูปที่ 3.5) เมื่อปีกเป็นผิวเรียบแบบ Standard Roughness และ  $Re = 0.3426 \times 10^6$  อ่านค่า  $C_{L \max} = 1.175$

(7) Wing configuration, (2<sup>nd</sup>)

(7.1) การประมาณพื้นที่ปีก,  $S_w$

$$\begin{aligned}
 \text{จากสูตร} \quad V_{\text{stall}}^2 &= \frac{2W}{\rho_0 C_{L \max} S_w} \\
 S_w &= \frac{W}{0.5 \rho_0 V_{\text{stall}}^2 C_{L \max}} \\
 &= \frac{31.52}{0.5 \times 0.002377 \times 51.3^2 \times 1.175} \\
 &= 8.57 \text{ ft}^2 \\
 &= 0.8 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(7.2) หาขนาดกางปีก (Span) , b

$$AR = \left( \frac{b^2}{S_w} \right)$$

$$7 = \frac{b^2}{0.8}$$

$$b = 2.36 \text{ m}$$

(7.3) ความยาวคอर्ड (Wing chord) ,  $C_w$

จาก ความสัมพันธ์ระหว่างพื้นที่ปีก ( $S_w$ ) และขนาดกางปีก (b)

$$C_w = \left( \frac{S_w}{b} \right)$$

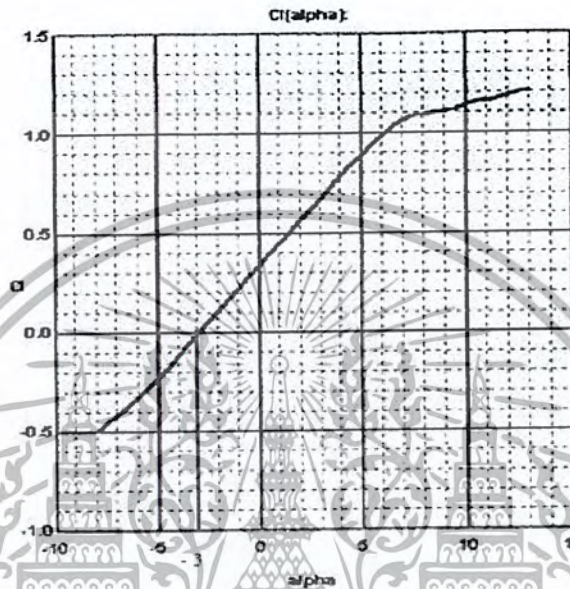
$$= \left( \frac{0.8}{2.36} \right)$$

$$= 0.337 \text{ m}$$



### (8) การหามุมปะทะ

มุมปะทะ คือ มุมระหว่างเส้นคอร์ดของ Airfoil กับทิศทางการไหลของอากาศ (Relative wind) ซึ่งขึ้นอยู่กับปีกถ้าปีกเคลื่อนที่ไปข้างหน้าในแนวระดับ Relative wind จะมีการเคลื่อนที่ไปด้านหลังในแนวระดับ ซึ่ง Relative wind จะอยู่ในแนวขนานและตรงกันข้ามกับทิศทางการเคลื่อนที่ของเครื่องบินเสมอ



กราฟที่ 3.4 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) กับมุมปะทะสามมิติ

จากกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) กับมุมปะทะสามมิติ เมื่อ  $C_{L \max} = 1.175$  มุมปะทะเมื่อสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าเท่ากับศูนย์ = -3 องศา

### (9) การกำหนดค่า Taper Ratio ( $\lambda$ )

ค่า Taper Ratio คือ อัตราส่วนระหว่าง Tip Chord กับ Root Chord ( $\lambda = C_t / C_r$ )

ค่า Taper Ratio ไม่ควรจะมีค่าต่ำกว่า 0.5 ปีกที่มีค่า Taper Ratio ต่ำๆ จะเป็นปีกที่ไม่ค่อยมีประสิทธิภาพ จะเกิด Tip Stall ได้ง่ายกว่าปีกที่มี Taper Ratio สูงๆ

ดังนั้นค่าที่เหมาะสมกำหนดให้ Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0.65

(10) ความยาวของปีกที่ต้นปีก (Root Chord),  $C_r$

จากสูตร 
$$C_r = \frac{3C_w(1 + \lambda)}{2(1 + \lambda + \lambda^2)}$$

เมื่อ Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0.65

$$C_w = 0.337 \text{ m}$$

$$\begin{aligned} C_r &= \frac{3 \times 0.337 \times (1 + 0.65)}{2 \times (1 + 0.65 + 0.65^2)} \\ &= 0.4 \text{ m} \end{aligned}$$

(11) ความยาวของปีกที่ปลายปีก (Tip Chord),  $C_t$

จากสูตร 
$$\begin{aligned} \lambda &= \frac{C_t}{C_r} \\ C_t &= 0.65 (0.4 \text{ m}) \\ &= 0.27 \text{ m} \end{aligned}$$

(12) Wing loading

จากสูตร 
$$\begin{aligned} \text{Wing loading} &= \frac{W}{S_w} \\ &= 14.3 \text{ kg} / 0.8 \text{ m}^2 \\ &= 17.88 \text{ kg} / \text{m}^2 \end{aligned}$$

(13) หา  $C_L$  Cruise ใหม่

จากสูตร 
$$\begin{aligned} C_L \text{ Cruise} &= \frac{W}{0.5 \rho V_{cruise}^2 S_w} \\ &= 31.52 / 0.5 (0.002377) (92.5)^2 (8.57) \\ &= 0.362 \end{aligned}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## (14) Takeoff Performance

14.1 ความเร็ว Takeoff (takeoff speed),  $V_{to}$ 

สำหรับการ Takeoff ของเครื่องบินนั้น เพื่อความปลอดภัยขณะ Takeoff จะมีความเร็ว (airspeed) เพิ่มขึ้น 20% จากความเร็วร่อน (stall)  $(V_{stall})$  ซึ่งจะเรียกความเร็ว (airspeed) นี้ว่า ความเร็ว

## Takeoff

จากสูตร

$$\begin{aligned} V_{to} &= 1.2 V_{stall} \\ &= 1.2(15.4 \text{ m/s}) \\ &= 18.47 \text{ m/s} \end{aligned}$$

14.2 ความเร่งขณะ Takeoff (acceleration),  $a$ 

จากสูตร

$$a = \frac{V_{to}}{t}$$

\* กำหนดค่า Average time on ground run = 10 s

$$\begin{aligned} &= \frac{18.47}{10} \\ &= 1.847 \text{ m/s}^2 \end{aligned}$$

## 14.3 ระยะ takeoff (Takeoff ground run distance)

จากสูตร

$$\begin{aligned} S_{to} &= \frac{V_{to}^2}{2a} \\ &= \frac{18.47^2}{2 \times 1.847} \\ &= 92.4 \text{ m} \end{aligned}$$

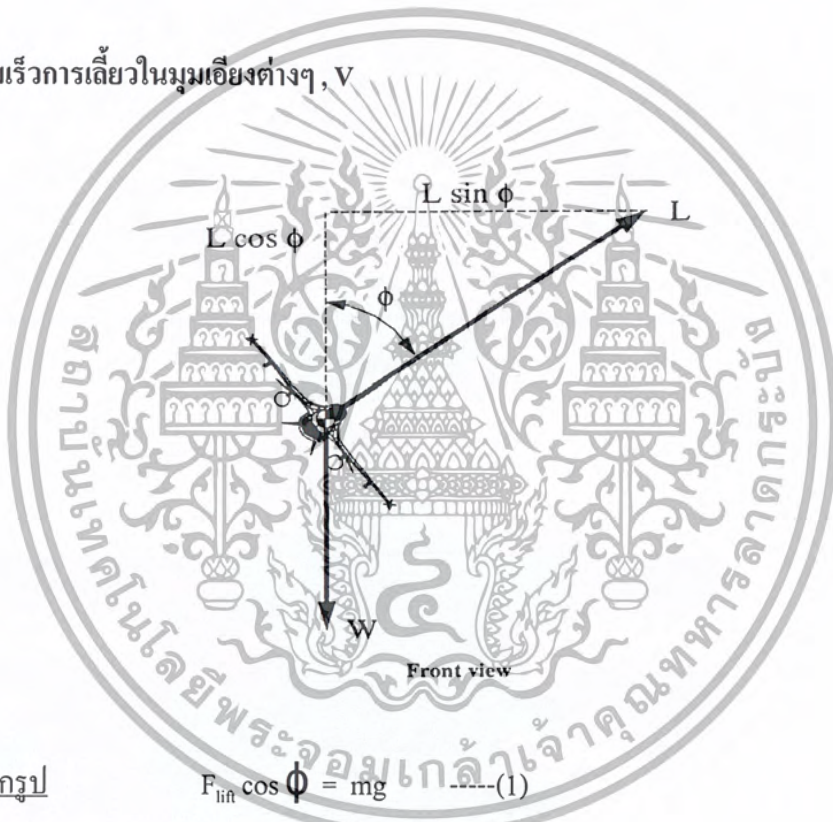
**หมายเหตุ** ระยะ Takeoff = 92.4 m ซึ่งถือว่าใช้ได้ เพราะ กำหนดให้รันเวย์เป็นทางตรงของ สนามกีฬา มีระยะ 100 m เป็นการคำนวณภายใต้ภาวะความเร่งคงที่

(15) ความเร็ว Landing (Landing speed),  $V_L$ 

สำหรับการ Landing ของเครื่องบินนั้น เพื่อความปลอดภัยขณะ Landing จะมีความเร็ว (airspeed) เพิ่มขึ้น 30% จากความเร็วร่ว่งหลัก ( $V_{stall}$ ) ซึ่งจะเรียกความเร็ว (airspeed) นี้ว่า ความเร็ว

## ลงจอด (Landing speed)

$$\begin{aligned} \text{จากสูตร} \quad V_L &= 1.3 V_{stall} \\ &= 1.3(15.4 \text{ m/s}) \\ &= 20.05 \text{ m/s} \end{aligned}$$

(16) ความเร็วการเลี้ยวในมุมเอียงต่างๆ,  $V$ 

จากรูป

$$F_{lift} \cos \phi = mg \quad \text{-----(1)}$$

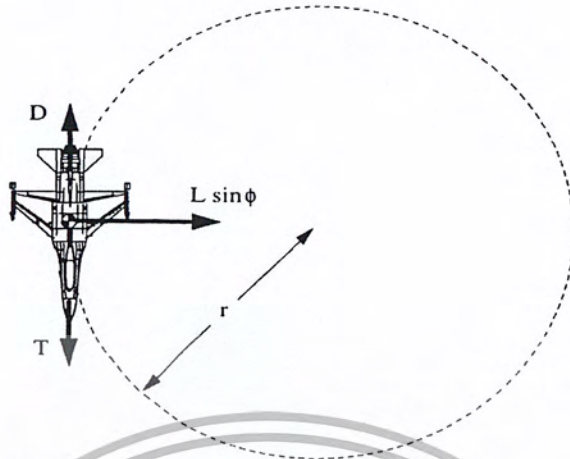
$$F_{lift} = \rho V^2 S_w C_L \quad \text{-----(2)}$$

แทนสมการ (2) ลงในสมการ (1)

$$1/2 \rho V^2 S_w C_L \cos \phi = mg$$

$$V^2 = \frac{2mg}{\rho S_w C_L \cos \phi}$$

(17) รัศมีการเลี้ยวในมุมเอียงต่างๆ , r



Top view  
Forces on an aircraft in a level turn.

จากรูป

$$F_c \sin \phi = \frac{mV^2}{r} \quad \text{----(1)}$$

$$F_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \quad \text{----(2)}$$

แทนสมการ (2) ลงในสมการ (1)

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \sin \phi = \frac{mV^2}{r}$$

$$r = \frac{2m}{\rho S_w C_L \sin \phi}$$

มุมเอียง (degree)	ความเร็วที่ใช้ในการเลี้ยว (m / s)	รัศมีการเลี้ยว (m)
10	14.98	129.95
20	15.34	65.96
30	15.98	45.12
40	16.99	35.09
50	18.55	29.45
60	21.03	26.05
70	25.43	23.99

ตารางที่ 3.2 ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเอียง(degree) ความเร็วที่ใช้ (m/s) และรัศมีการเลี้ยว (m)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่ภายนอกการดำเนินงานไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## (18) การหาความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและแรงต้านขั้วต้น (Polar Drag Estimation)

คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) จาก Polar Drag ที่ Subsonic Speeds

$$C_D = c_d + \left( \frac{C_L^2}{\pi e AR} \right)$$

<b>Total</b>	<b>Profile</b>	<b>Induced</b>
<b>Drag</b>	<b>Drag</b>	<b>Drag</b>

เมื่อ

- $c_d$  (Profile Drag) อ่านค่าได้จากกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_L$  และ  $C_d$  ของ

NACA 63<sub>2</sub>-415 = 0.01

- $e$  = span efficiency factor สำหรับอากาศยาน ความเร็วต่ำกว่าเสียง ค่า  $e$  มีค่าระหว่าง 0.85 - 0.95

\*\*ในที่นี้ จะกำหนดค่า  $e = 0.9$

- $AR = 7$

ดังนั้น สามารถหา Polar Drag ได้

$$C_D = 0.01 + \frac{C_L^2}{\pi \times 0.9 \times 7}$$

$$C_D = 0.01 + 0.05 C_L^2$$

## (19) กำลังของเครื่องยนต์ที่ต้องใช้ (Power Required)

เราสามารถหากำลังของเครื่องยนต์ที่ต้องการใช้ในการบินที่ความเร็วต่างๆ ได้ตามขั้นตอนต่อไปนี้

1. เลือกความเร็วที่อากาศยานทำการบิน ( $V_\alpha$ )

2. คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) ตามความเร็ว ( $V_\alpha$ ) ต่างๆ จาก

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho_0 V_\alpha^2 S_w}$$

3. คำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) จาก Polar drag

$$C_D = 0.01 + 0.05 C_L^2$$

4. คำนวณ  $\frac{C_L}{C_D}$

5. หาแรงขับที่ต้องการ ( $T_R$ ) จาก

แรงดูด (Drag) ที่เกิดจากลำตัว + แรงดูด (Drag) ที่เกิดจากปีก

5.1 แรงดูด (Drag) ที่เกิดจากลำตัว

$$\begin{aligned} \text{Drag} &= \frac{1}{2} \rho V_\alpha^2 A C_{D_b} \\ &= \frac{1}{2} \rho V_\alpha^2 \left( \frac{\pi}{4 D^2} \right) C_{D_b} \end{aligned}$$

\* สมมติลำตัวของเครื่องบินเป็นรูปทรงกระบอกซึ่งมีค่า  $C_{D_b} = 0.85$

5.2 แรงขับ (thrust) ที่เกิดจากปีก

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D}$$

6. หากำลังที่ต้องการ ( $P_R$ ) จาก

$$P_R = T_R V_\alpha = \left[ \frac{W}{C_L/C_D} \right] V_\alpha$$

$V_{\alpha}$ (km/hr)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	$T_R$ (N)	$P_R$ (kw)	$P_R$ (hp)
20	7.7365	3.0027	2.5765	55.64	0.34	0.455
30	3.4385	0.6011	5.7198	27.26	0.25	0.334
40	1.9341	0.1970	9.8158	19.17	0.23	0.313
50	1.238	0.066	14.297	17.43	0.27	0.356
60	0.8596	0.0469	18.31	18.68	0.34	0.457
70	0.6316	0.0299	21.092	21.6	0.46	0.618
80	0.4835	0.0217	22.293	25.82	0.63	0.844
90	0.3821	0.0173	22.086	31.06	0.85	1.143
100	0.3095	0.0148	20.926	37.29	1.14	1.521

ตารางที่ 3.3 การคำนวณการหากำลังเครื่องยนต์ที่ต้องใช้ตามความเร็วต่างๆ

(20) เครื่องยนต์ที่ใช้

SPECIFICATIONS: OS FS200 S

Displacement: 1.98 cu in (32.4 cc)

Bore: 1.50 in (38 mm)

Stroke: 1.13 in (28.6 mm)

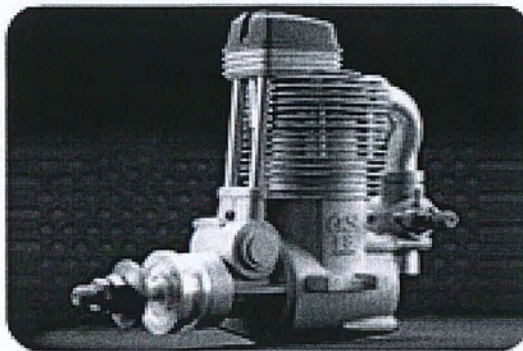
Practical rpm: 1,800-10,000

Output: 2.9 hp @ 9000 rpm

Weight: 1.83 lb (830 g)

Includes: glow plug, muffler

Recommended props: 15x12-14, 16x12-14, 17x10-13, 18x6-10, 17x12-13, 18x8-12, 20x8

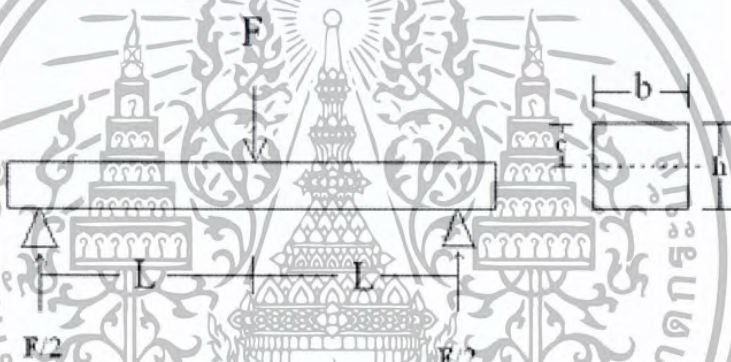
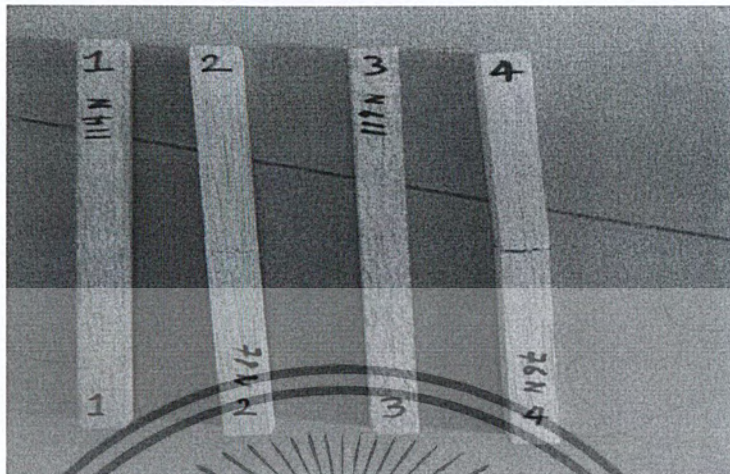


รูปที่ 3.2 เครื่องยนต์ OS FS200 S

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3 การทดสอบความแข็งแรงของวัสดุที่ใช้ในการสร้างปีกอากาศยาน

#### 3.3.1 การทดสอบค่า Bending stress ของไม้บัลซ่า



รูปที่ 3.3 ไม้บัลซ่าที่นำมาทดสอบ

จากรูป

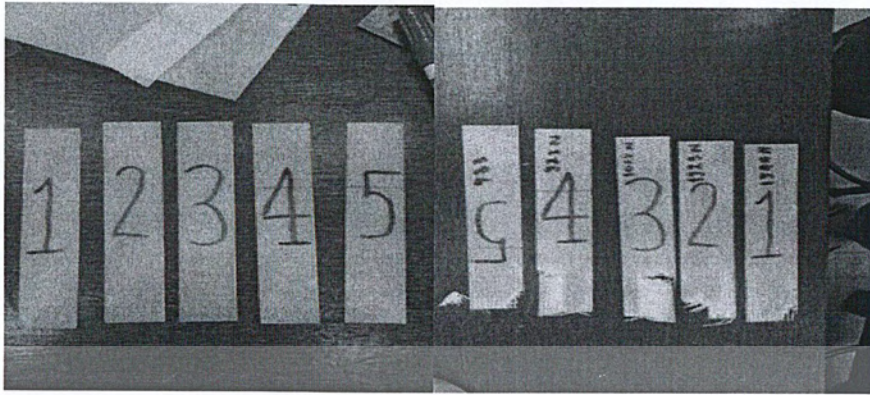
$$\begin{aligned}\sigma_{\max} &= \frac{Mc}{I} = \frac{\left(\frac{F}{2} \times L\right)C}{I} \\ &= \frac{\left(\frac{71}{2} \times 0.085\right) \times 0.006}{\frac{1}{12} \times 0.012 \times 0.012^3} \\ &= 10 \text{ MPa}\end{aligned}$$

**หมายเหตุ** แรงกด F ได้จากการนำไม้บัลซ่าไปทำการทดสอบกับเครื่องทดสอบแรงกด โดยไม้บัลซ่า

เกิดการแตกหักที่แรง 71 นิวตัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.2 การทดสอบค่า Tensile stress ของผ้าใยไฟเบอร์



เมื่อ  $F$  คือ แรงดึงที่ทำให้ผ้าใยไฟเบอร์ ฉีกขาด

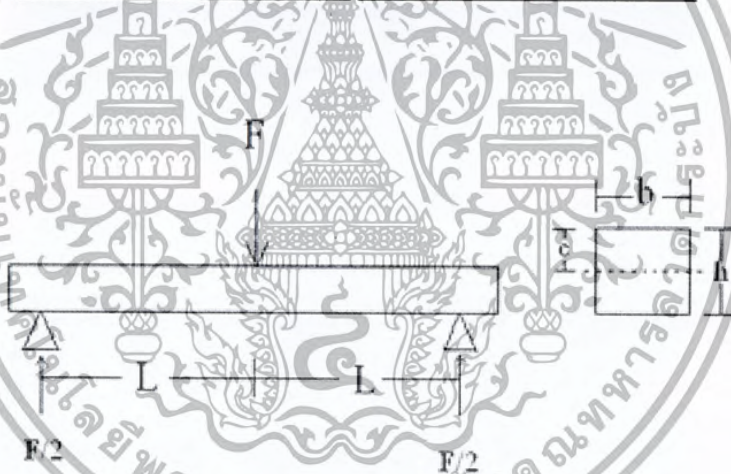
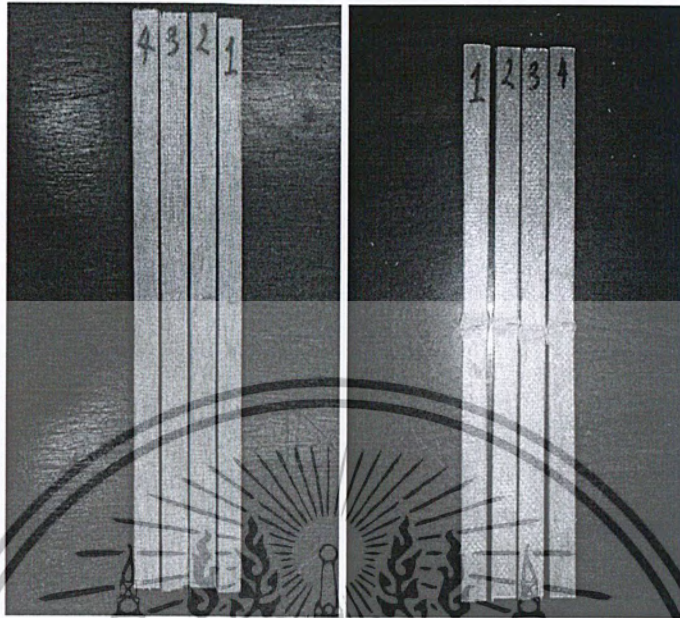
$A$  คือ พื้นที่หน้าตัดของผ้าใยไฟเบอร์

$$\sigma_{\max} = 155 \text{ MPa}$$

**หมายเหตุ** แรงดึง  $F$  ได้จากการนำผ้าใยไฟเบอร์ ไปทำการทดสอบกับเครื่องทดสอบแรงดึง มีค่าเท่ากับ 933 นิวตัน เมื่อวัสดุเกิดความเสียหาย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.3 การทดสอบค่า Bending stress ของไม้บัตzáหุ้มด้วยผ้าใยไฟเบอร์



รูปที่ 3.5 ไม้บัตzáหุ้มด้วยผ้าใยไฟเบอร์ที่นำมาทดสอบ

$$\sigma_{\max} = \frac{Mc}{I} = \frac{\left(\frac{F}{2} \times L\right)C}{I}$$

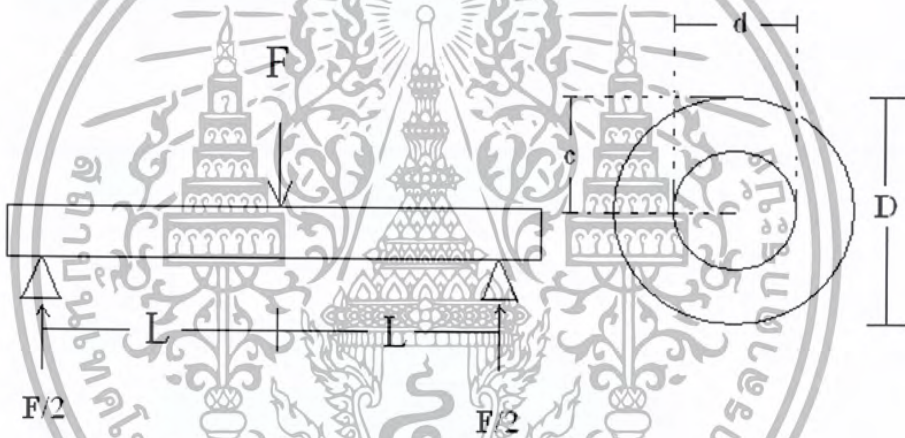
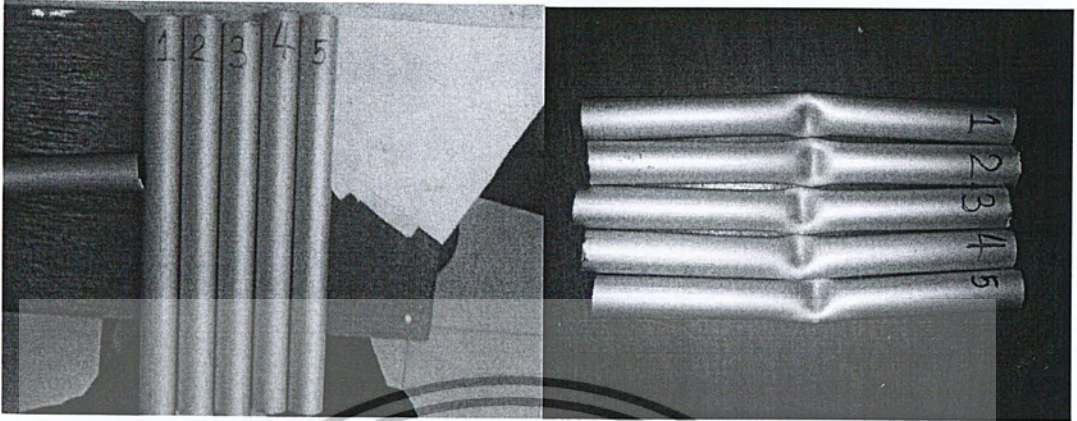
$$\sigma_{\max} = 22 \text{ MPa}$$

**หมายเหตุ** แรงกด F ได้จากการนำไม้บัตzáหุ้มด้วยผ้าใยไฟเบอร์ไปทำการทดสอบกับเครื่องทดสอบ

**แรงกด**

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.4 การทดสอบค่า Bending stress ของท่ออลูมิเนียม



รูปที่ 3.6 ท่ออลูมิเนียมที่นำมาทดสอบ

$$\sigma_{\max} = \frac{Mc}{I} = \frac{\left(\frac{F}{2} \times L\right)C}{I}$$

$$\text{เมื่อ } I = \frac{\pi}{64}(D^4 - d^4)$$

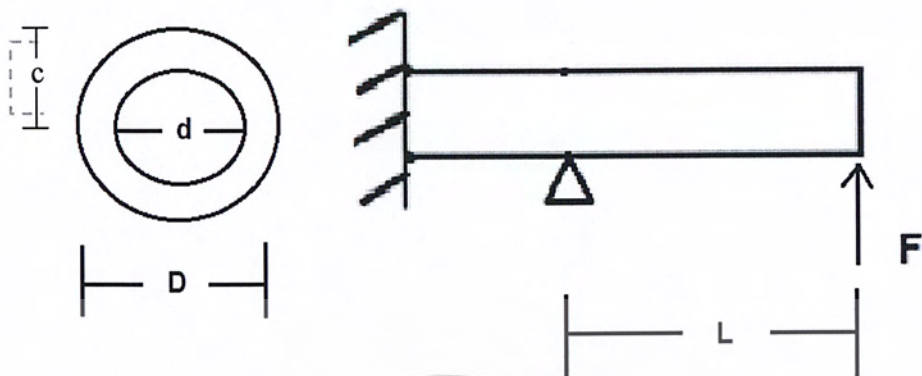
$$\sigma_{\max} = 153 \text{ MPa}$$

**หมายเหตุ** แรงกด F ได้จากการนำท่ออลูมิเนียมไปทำการทดสอบกับเครื่องทดสอบแรงกด

โดยได้แรงกด F ที่ทำให้ท่ออลูมิเนียมเสียหาย เท่ากับ 244 นิวตัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.5 หาค่าความปลอดภัยที่ท่ออลูมิเนียม



$$\begin{aligned} \sigma_{\max} &= \frac{Mc}{I} = \frac{(FL)c}{I} \\ \text{เมื่อ } I &= \frac{\pi}{64} (D^4 - d^4) \\ &= \frac{244 \times 0.18 \times 0.01}{3.754 \times 10^{-9}} \\ &= 120 \text{ MPa} \end{aligned}$$

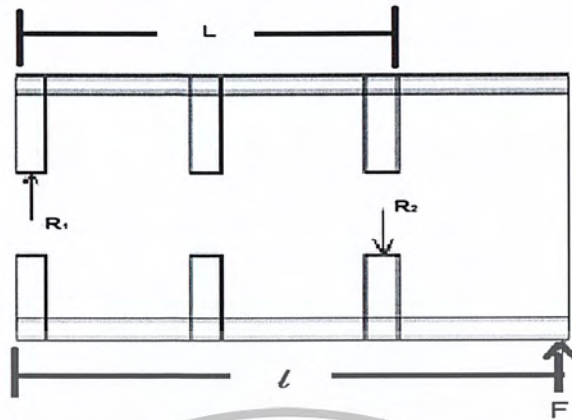
ค่า Safety factor,  $N = \frac{S_y}{\sigma_A}$

จากการทดสอบได้ค่า Yield strength Aluminum 153 MPa

$$\text{ได้ } N = \frac{153}{120} = 1.27$$

**หมายเหตุ** แรงกด F ได้จากการนำท่ออลูมิเนียมไปทำการทดสอบกับเครื่องทดสอบแรงกด โดยได้แรงกด F ที่ทำให้ท่ออลูมิเนียมเสียหาย เท่ากับ 244 นิวตัน

### 3.3.6 หาค่าความปลอดภัยที่ไม่อัดบริเวณรูเสียบที่ออกคูมเนียม



$$F + R_1 = R_2 \quad \text{----(1)}$$

$$F\ell - R_2 L = 0 \quad \text{----(2)}$$

แทนค่า F, L และ  $\ell$  ลงในสมการ (1) และ (2) เพื่อหาค่า  $R_1$  และ  $R_2$  ตามลำดับ

$$244.38 + R_1 = R_2 \quad \text{----(1)}$$

$$244.38(0.518) = R_2(0.23) \quad \text{----(2)}$$

$$\text{จาก } \sigma_1 = \frac{R_1}{A_1} = \frac{306}{1.2 \times 10^{-4}} = 2.55 \text{ MPa}$$

$$\sigma_2 = \frac{R_2}{A_2} = \frac{550}{1.8 \times 10^{-4}} = 3.05 \text{ MPa}$$

Table 1 Characteristic Strengths and Stiffness for Structural Plywood (Moisture Content 15% or Less)

Stress Grade	Characteristic strength, MPa						
	Bending	Tension	Shear	Compression in the plane of the sheet	Bearing normal to the plane of sheet	Short duration average modulus of elasticity (E)	Short duration average modulus of rigidity MPa (G)
F34	100	60	6.8	75	31	21 500	1 075
F27	90	50	6.8	60	27	18 500	925
F22	65	40	6.8	50	23	16 000	800
F17	50	30	6.8	40	20	14 000	700
F14	40	25	6.1	30	15	12 000	625
F11	35	20	5.3	25	12	10 500	525
F8	25	15	4.7	20	9.7	9 100	455
F7	20	12	4.2	15	7.7	7 900	345

### ตารางที่ 3.4 คุณสมบัติต่างๆ ของโครงสร้างไม้อัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น มิได้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

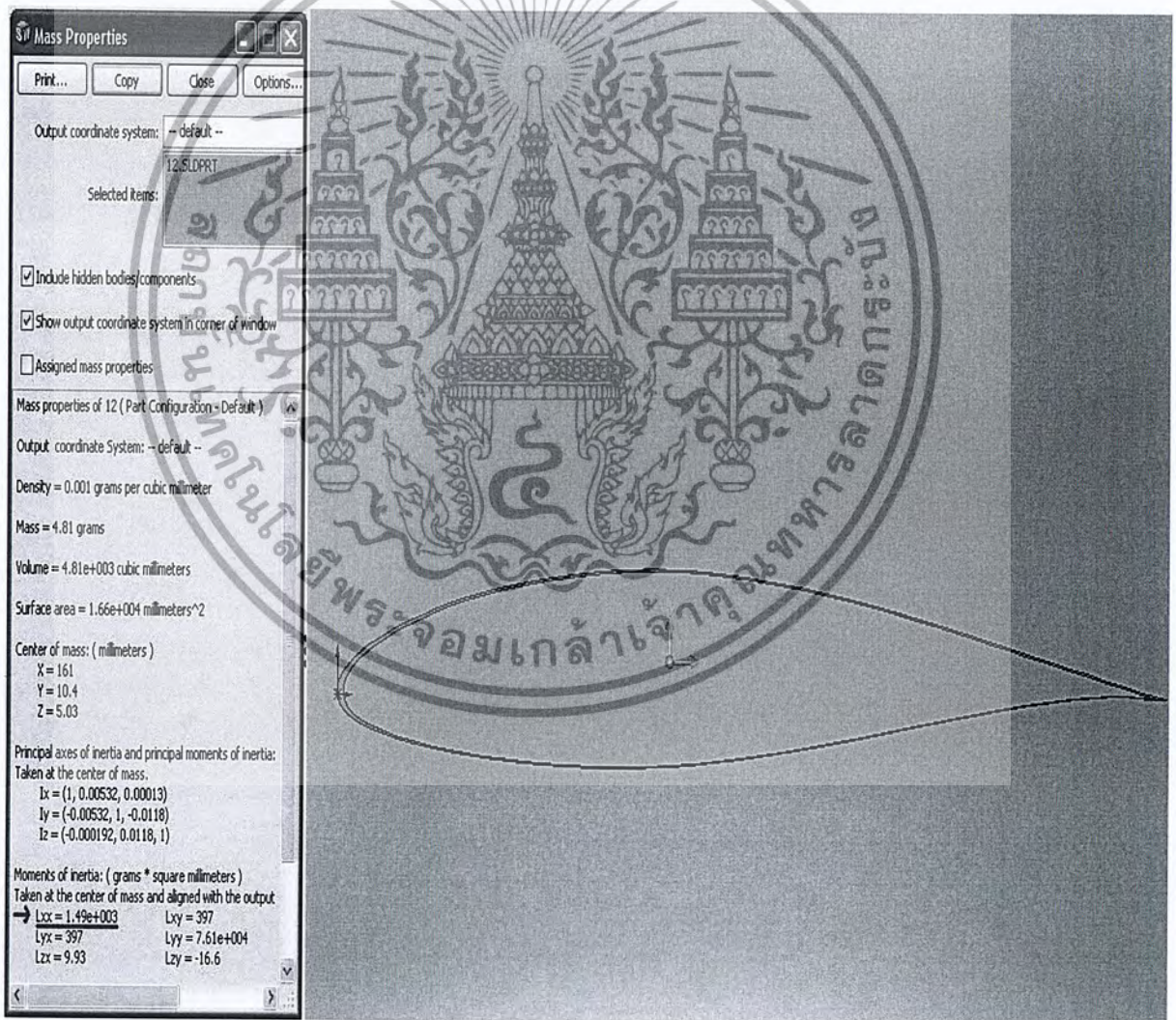
จากตาราง Compression strength ของไม้อัด = 15 MPa

ค่า Safety factor ได้  $N_1 = \frac{15}{2.55} = 5.8$

$$N_2 = \frac{15}{3.05} = 4.9$$

### 3.4 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อย (I)

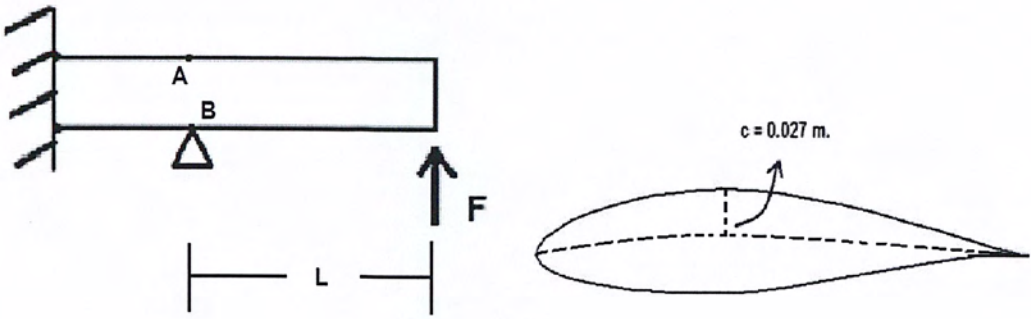
ใช้โปรแกรม SolidWorks ในการหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อย (I)



ได้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อย (I) เท่ากับ  $1.49 \times 10^{-7}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.5 หาค่าความปลอดภัยบริเวณที่ผิวด้านบนและด้านล่างของปีกกรณีที่มีค้ำปีก



พื้นที่ด้านบนปีกเกิดแรงยก (Compression)

พื้นที่ด้านล่างปีกเกิดแรงดึง (Tensile strength)

$$\begin{aligned}
 \sigma_{A,B} &= \frac{Mc}{I} \\
 &= \frac{(FL)c}{I} \\
 &= \frac{244 \times 0.188 \times 0.027}{1.49 \times 10^{-7}} \\
 &= 8.4 \text{ MPa}
 \end{aligned}$$

จากการทดสอบ ความแข็งแรงไม่ล้มซ้ำ ได้ค่า Bending stress 16 MPa

$$\text{ค่า Safety factor } N = \frac{16}{8.4} = 1.9$$

## บทที่ 4

### การสร้างปีกอากาศยาน

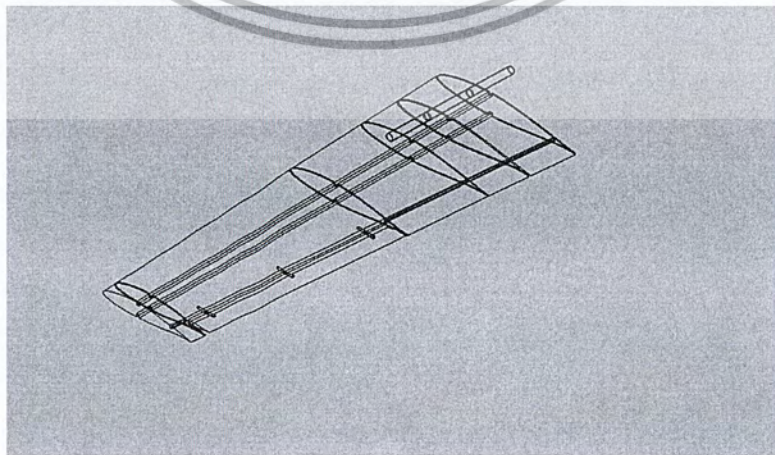
หลังจากทำการออกแบบและคำนวณเสร็จเรียบร้อยแล้ว จึงลงมือสร้างปีกอากาศยาน

#### 4.1 วัสดุที่ใช้

- 1 ไม้บัลซ่าขนาดต่างๆ
- 2 กาวร้อน , กาว Epoxy , กาว UHU Por
- 3 กรรไกร , คัตเตอร์
- 4 ผ้าใยไฟเบอร์กลาส
- 5 โฟมปอนด์
- 6 สว่าน
- 7 พลาสติกข้อต่อต่างๆ
- 8 สายไฟ
- 9 ติ
- 10 ไชควง , นอต

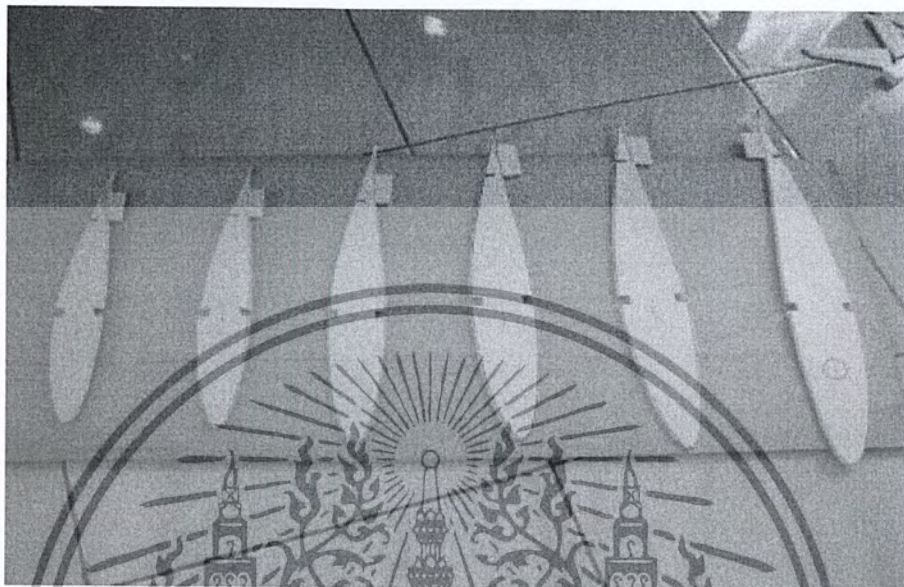
#### 4.2 ขั้นตอนการสร้างปีก

1. ใช้โปรแกรม SolidWorks ออกแบบ แพนอากาศ(Airfoil) ตามที่ได้เลือกแบบไว้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. นำไม้บัลซามาตัดรูปแพนอากาศ (Airfoil) ตามที่ได้ออกแบบไว้ ซึ่งจะได้ออกแบบไว้ ซึ่งจะได้รูปสักรูปแพนอากาศ (Airfoil) ที่แตกต่างกันทั้งหมด 11 ขนาด

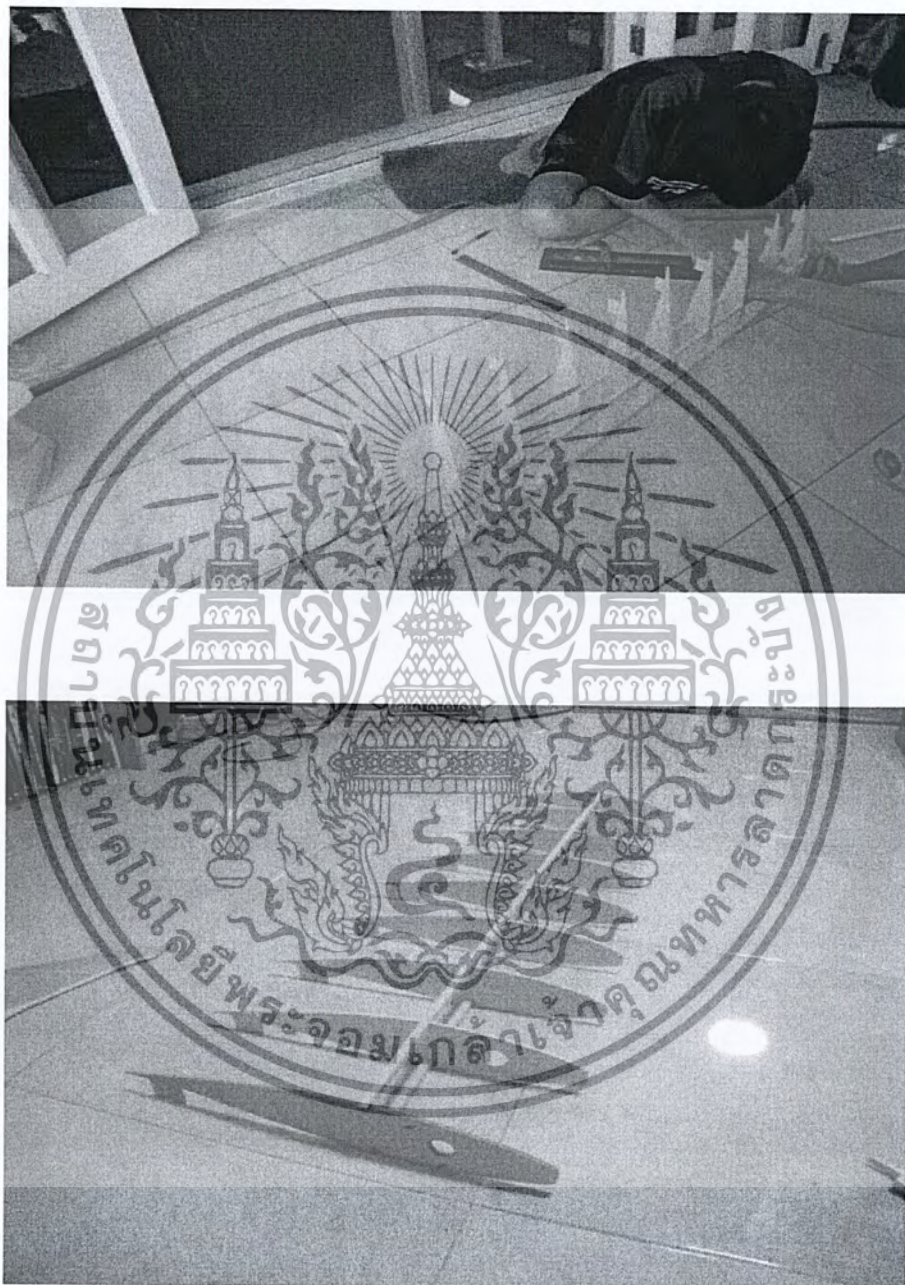


3. เจาะรูที่รีปส์ลำดับที่ 1 และ 2 เพื่อใช้ในการใส่แกนเหล็กยึดติดกับลำตัวของอากาศยาน



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

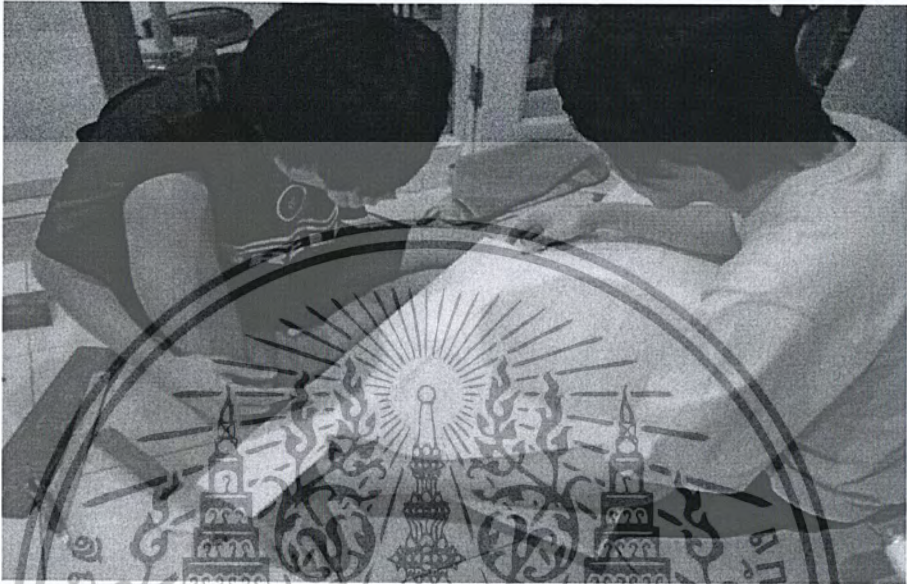
## 4. ประกอบริปลส์เข้ากับสปาร์



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5. เชื่อมรอยต่อต่างๆ ด้วยกาวร้อน

6. ทำการปูไม้บัลซาลงบน โครงปีกที่ได้ประกอบเสร็จแล้วทั้งด้านบนของปีกและด้านล่างของปีก



7. ตัดส่วนที่เป็น Aileron ออก



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

8. ขัดพื้นผิวของปีกให้เรียบด้วยกระดาษทรายชนิดละเอียด



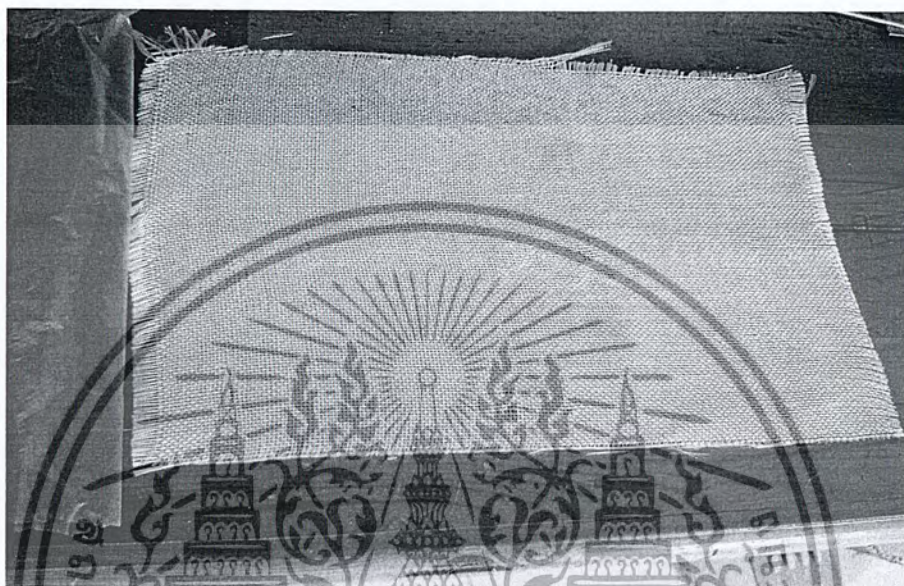
9. เจาะช่องติดตั้งเซอร์โว บริเวณที่ผิวด้านบนของปีก



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.3 ขั้นตอนวิธีการปูผ้าใยไฟเบอร์กลาสลงบนโครงปีกของอากาศยาน

##### 1.เตรียมผ้าใยไฟเบอร์กลาสให้พอดีกับขนาดปีกที่ต้องการ



##### 2.เตรียมส่วนผสมระหว่างกาว Epoxy และแป้ง Talcum ในอัตราส่วน 4 : 1 และตัวเร่งปฏิกิริยาเคมี (ฮาร์ดดินเนอร์)



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ปูผ้าใยไฟเบอร์กลาสลงบนปีกด้านบนแล้วทาส่วนผสมของกาวในตอนต้นลงบนผ้า
4. รีดผ้าใยไฟเบอร์กลาสด้วยลูกกลิ้งเพื่อให้ผ้าเรียบติดกับส่วนปีกอย่างแนบสนิท



5. ทำขั้นตอนเดิมซ้ำอีกครั้งบริเวณที่ปีกด้านล่างและ Aileron ที่ตัดออกทั้ง 2 ข้าง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6. ทิ้งไว้ให้แห้งประมาณ 1 วัน

7. เมื่อปีกและ Aileron ทั้ง 2 ด้านแห้งสนิทแล้ว ให้ทำการทาสวนผสมของกาว Epoxy ซ้ำอีกครั้งหนึ่ง แล้วทำการปูผ้าใยไฟเบอร์กลาสซ้ำอีกครั้ง ทำทั้ง 2 ด้านเช่นเดิม ทิ้งไว้ให้แห้งประมาณ 1 วัน เป็นอันเสร็จเรียบร้อย

**หมายเหตุ** เนื่องจากทางคณะผู้จัดทำยังขาดความชำนาญและประสบการณ์ในการสร้างปีกอากาศยาน ทำให้ปีกอากาศยานที่ออกมาไม่มีผิวไม่เรียบ ขรุขระ

#### 4.4 การประกอบ

หลังจากสร้างปีกอากาศยานที่ปูผ้าใยไฟเบอร์เสร็จเรียบร้อยแล้วก็นำมาประกอบเข้ากับลำตัว และทำการติดตั้งเครื่องยนต์ ถังน้ำมัน เซอร์โว ตัวรับ ล้อ จนเป็นอากาศยานที่สำเร็จดังรูปที่ 4.1



รูปที่ 4.1 อากาศยานเมื่อประกอบเสร็จ

## บทที่ 5

### การทดสอบและผลการทดสอบ

#### 5.1 วัตถุประสงค์

1. ทำการบินทดสอบเพื่อหาค่า เวลาและระยะการวิ่งขึ้น (Takeoff time and distance) เวลาและระยะการลงจอด (Landing time and distance) ความเร็วในการวิ่งขึ้นขึ้น (Takeoff velocity) ความเร็วสูงสุด (Maximum speed) อัตราความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (Fuel consumption)
2. เพื่อเป็นข้อมูลในการวิเคราะห์และพัฒนาต่อไปในอนาคต

#### 5.2 อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดสอบ

1. อากาศยานที่ทำการประกอบเสร็จเรียบร้อยแล้ว
2. ชูตรี โมทคอน โทรอด
3. ปูนขาว
4. นาฬิกาจับเวลา
5. ตลับเมตร

#### 5.3 การทดสอบ

##### การบินทดสอบ (Flight test)

ในการบินทดสอบอากาศยานขึ้นต้นจำเป็นต้องทดสอบเพื่อเก็บค่าสมรรถนะต่างๆ โดยใช้การ บังคับอากาศยานด้วยระบบบังคับวิทยุ เพื่อนำค่าไปเปรียบเทียบกับค่าที่คำนวณได้ แล้วนำไปใช้อ้างอิงในการบินครั้งต่อไป โดยค่าที่เก็บจากการบินทดสอบ ได้แก่

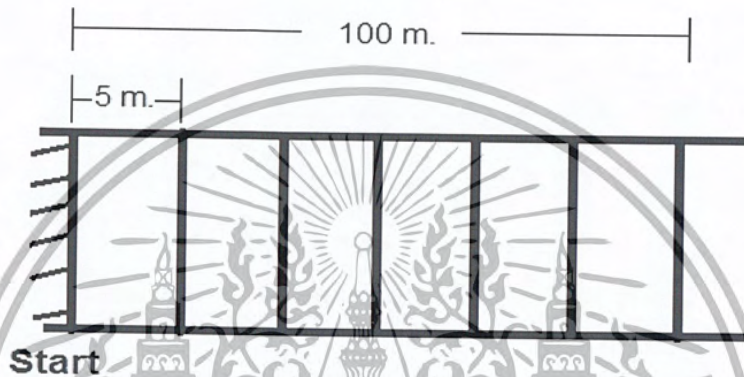
1. เวลาและระยะการวิ่งขึ้น (Takeoff time and distance)
2. เวลาและระยะการลงจอด (Landing time and distance)
3. ความเร็วในการวิ่งขึ้นขึ้น (Takeoff velocity)

4.ความเร็วสูงสุด (Maximum speed)

5.อัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (Fuel consumption)

#### 5.4 วิธีการทดสอบ

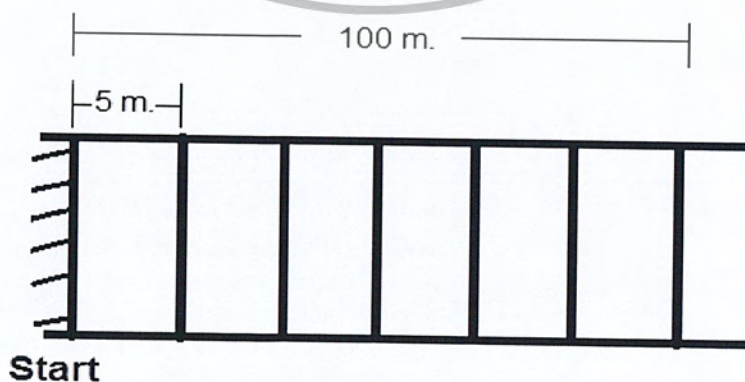
##### 5.4.1 เวลาและระยะการวิ่งขึ้น (Takeoff time and distance)



รูปที่ 5.1 วิธีการทดสอบระยะการวิ่งขึ้น (Takeoff)

จากรูปที่ 5.1 นำปูนขาวมาโรยเป็นเส้นรั้วเพื่อให้มีระยะห่างระหว่างเส้น 5 เมตร จากนั้นให้อากาศยานเริ่มต้นวิ่งขึ้น (Takeoff) ที่จุด start พร้อมทั้งจับเวลาและวัดระยะทางตั้งแต่อากาศยานเริ่มเคลื่อนที่จนกระทั่งล้อของอากาศยานยกเหนือพื้นทั้งหมด

##### 5.4.2 เวลาและระยะการลงจอด (Landing time and distance)



รูปที่ 5.2 วิธีการทดสอบระยะการลงจอด (Landing)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้เผยแพร่ให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 5.2 ให้อากาศยานลงจอด (Landing) ในเส้นรันเวย์ที่โรยปูนขาวไว้ พร้อมทั้งจับเวลาและวัดระยะทางตั้งแต่ล้อของอากาศยานแตะพื้นจนกระทั่งอากาศยานหยุดสนิท

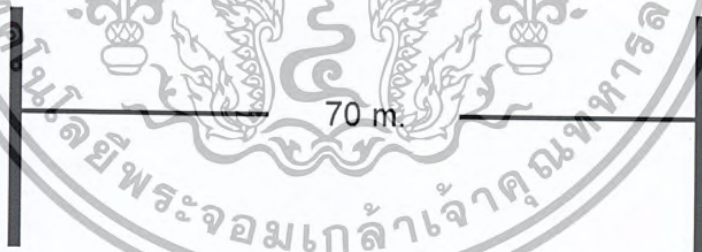
#### 5.4.3 ความเร็วในการวิ่งขึ้น (Takeoff velocity)

คิดความเร็วเป็นช่วงๆ จากระยะทางและวินาที โดยการวัดว่าแต่ละช่วงวินาทีที่อากาศยานสามารถเคลื่อนที่ได้ระยะทางเท่าใด เช่น อากาศยานใช้เวลาช่วงวินาทีที่ 4- 5 ในการวิ่งขึ้น (Takeoff)

วินาทีที่ (s)	ระยะทาง (m)	ความเร็ว (m/s)
0-1	1	1
1-2	1.42	1.42
2-3	3.35	3.35
3-4	5.16	5.16
4-5	7.47	7.47
รวม	18.4	$V_{เฉลี่ย} = 3.68$

จากตาราง อากาศยานมีความเร็วขณะวิ่งขึ้น (Takeoff) 7.47 m/s

#### 5.4.4 ความเร็วสูงสุด (Maximum speed)



รูปที่ 5.3 วิธีการวัดความเร็วสูงสุด (Maximum speed)

จากรูปที่ 5.3 ให้นักบินทำการบินในระดับความเร็วสูงสุดผ่านเสาไฟฟ้าทั้ง 2 ต้น ซึ่งมีระยะห่าง 70 เมตร พร้อมทั้งจับเวลาตั้งแต่อากาศยานเคลื่อนที่ผ่านเสาไฟฟ้าต้นแรกจนกระทั่งถึงเสาไฟฟ้าต้นที่ 2

จะได้ความเร็วสูงสุด จาก  $V_{max} = \frac{S}{t}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 5.4.5 อัตราการใช้เชื้อเพลิง

วัดระดับเชื้อเพลิงก่อนและหลังบิน จากนั้นหาอัตราการใช้เชื้อเพลิงจากปริมาณเชื้อเพลิงที่ใช้หารด้วยเวลา

### 5.5 ผลการทดสอบ

ผลการทดสอบสมรรถนะของเครื่องบิน

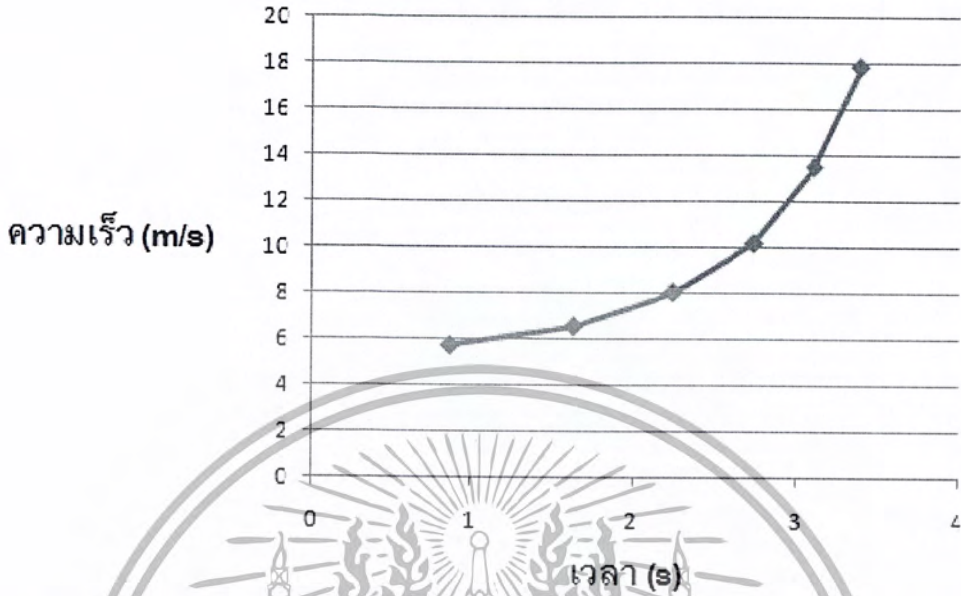
น้ำหนักบรรทุก (kg)	ระยะทาง (m)		เวลา (s)	
	Takeoff	Landing	Takeoff	Landing
0	30	36.4	3.39	4.81
1	37	41.5	4.37	5.24
2	46	46.9	5.48	5.35
3	55	-	6.78	-
4	-	-	-	-
5	-	-	-	-

ผลการทดสอบสมรรถนะของเครื่องบิน

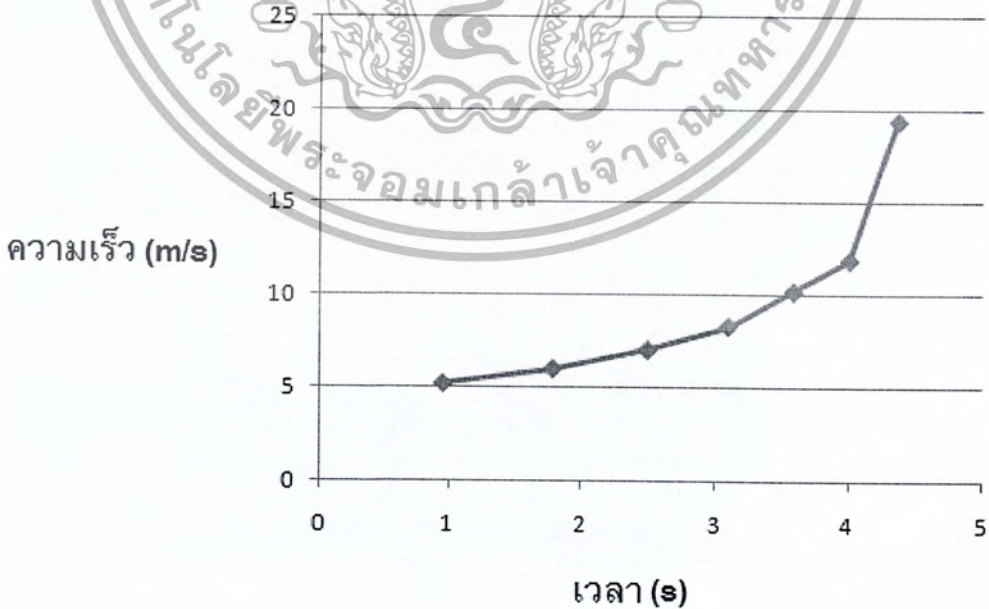
น้ำหนักบรรทุก (kg)	ความเร็ว Takeoff (m/s)	ความเร็วสูงสุด (km/hr)
0	17.85	118
1	19.44	112
2	20.83	112
3	23.80	108
4	-	-
5	-	-

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากค่าที่ได้นำมาพล็อตกราฟความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุกต่างๆ

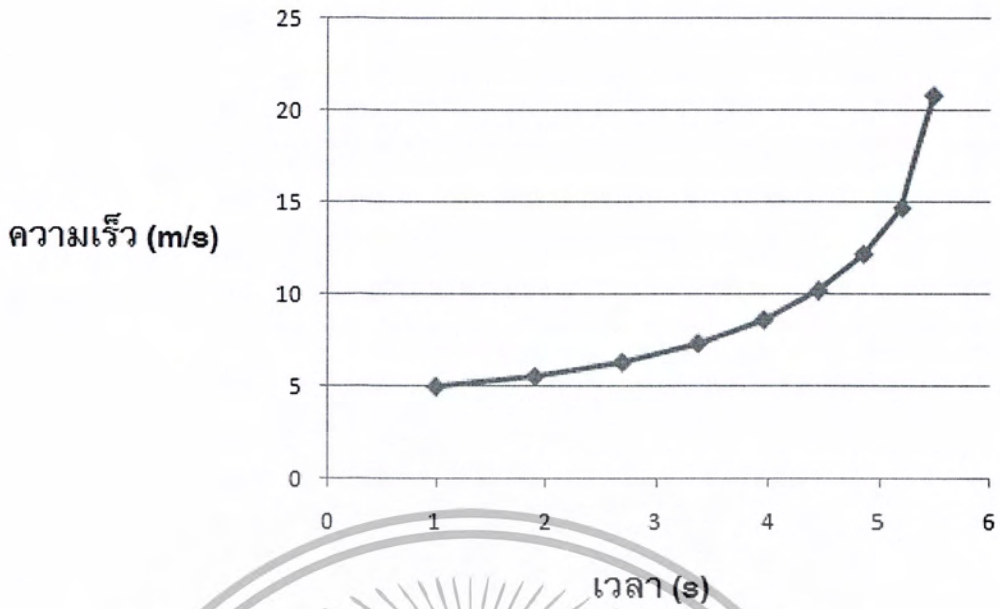


กราฟที่ 5.1 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 0 กิโลกรัม

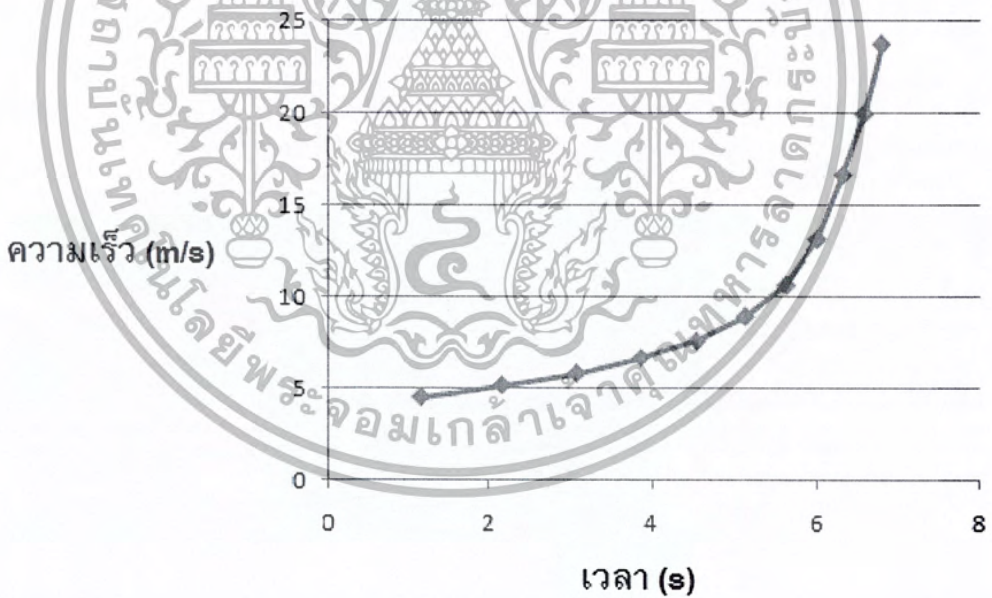


กราฟที่ 5.2 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 1 กิโลกรัม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



กราฟที่ 5.3 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 2 กิโลกรัม



กราฟที่ 5.4 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกับเวลาที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม

## อัตราการใช้เชื้อเพลิง

น้ำหนักบรรทุก (kg)	นาที	อัตราการใช้เชื้อเพลิง (cc / นาที)
0	10	26.5
1	10	27
2	10	30.5
3	10	32.5
4	10	-
5	10	-

หมายเหตุ ที่น้ำหนักบรรทุก 4 กิโลกรัม และ 5 กิโลกรัม ไม่ได้ทำการทดสอบ เนื่องจากเกิดอุบัติเหตุขึ้นเสียก่อนขณะทำการลงจอด (Landing) ที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 6

### บทวิจารณ์และสรุป

#### 6.1 วิจารณ์ผลการทดลอง

จากผลการบินทดสอบสมรรถนะของเครื่องบิน จะเห็นได้ว่า ไม่สามารถบรรทุกน้ำหนักได้ตามเป้าหมาย คือ 5 กิโลกรัม เนื่องจากขณะทำการลงจอด (Landing) ที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัมได้เกิดอุบัติเหตุขึ้น ซึ่งได้เกิดลมพัดอย่างรุนแรงและมีทิศขวางรันเวย์ จึงทำให้เครื่องบินตกลงกระแทกพื้นดิน ส่งผลทำให้เครื่องยนต์ดับลง เมื่อทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ใหม่อีกครั้งปรากฏว่าไม่สามารถสตาร์ทใหม่ได้ จึงทำการตรวจสอบเครื่องยนต์อย่างละเอียด พบว่าก้านลูกสูบของเครื่องยนต์แตก และไม่สามารถดำเนินการเปลี่ยนก้านลูกสูบใหม่ได้ทันเวลา เนื่องจากอะไหล่ขาดตลาดและต้องใช้เวลาในการสั่งซื้อสินค้า จึงทำให้ผลออกมาไม่ตรงตามเป้าหมายที่ตั้งไว้

#### 6.2 สรุปผลการทดลอง

1. เครื่องบินบังคับวิทยุแบบเครื่องยนต์ด้านหน้า มีน้ำหนักบรรทุกสูงสุด 3 kg สามารถทำการบินได้ระยะเวลา 26 นาที มีความเร็วสูงสุด 108 km/hr
2. เครื่องบินที่พัฒนาขึ้นมีน้ำหนัก 6 kg (ไม่รวมน้ำหนักบรรทุก) เลือกใช้เพนอากาศ (Airfoil) NACA 63<sub>2</sub>-415 มีขนาดกางปีก 2.36 m. ความยาวคอร์ด 0.337 m. พื้นที่ปีก 0.8 m<sup>2</sup>  
Aspect ratio = 7 และ Taper ratio = 0.65
3. เครื่องยนต์ที่ใช้ คือ OS FS200 S ให้กำลัง 2.9 hp ที่ความเร็วรอบ 9000 rpm
4. ปีกของเครื่องบินทำจากไม้บัลซ่าหุ้มด้วยผ้าใยไฟเบอร์กลาสซึ่งมีความแข็งแรงเพียงพอในการรองรับน้ำหนักบรรทุก
5. เครื่องบินมีระยะทางวิ่งขึ้น (Takeoff distance) 55 m. ระยะเวลาวิ่งขึ้น (Takeoff time) 6.78 s และความเร็วในการวิ่งขึ้น (Takeoff velocity) 23.8 m/s ที่น้ำหนักบรรทุก 3 kg

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 6.3 การคาดการณ์ผลการทดลอง

จากผลการบินทดสอบสมรรถนะของเครื่องบิน จะเห็นได้ว่า ไม่สามารถบรรทุกน้ำหนักได้ตามเป้าหมาย คือ 5 กิโลกรัม เนื่องจากขณะทำการลงจอด (Landing) ที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัมได้เกิดอุบัติเหตุขึ้น จึงได้ทำการวิเคราะห์และคาดการณ์ผลการทดลอง จากการคำนวณค่า  $C_L$  ที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม จากนั้นจึงนำไปคำนวณหาระยะทางและความเร็ววิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 5 กิโลกรัม

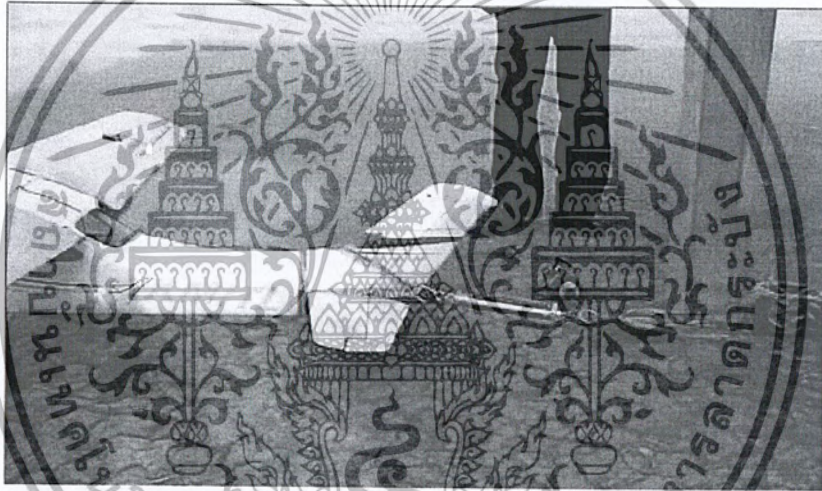
พิจารณาค่า  $C_L$  ที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม

$$\begin{aligned} \text{จาก } mg &= W_{@3\text{kg}} = \frac{1}{2} \rho v_{@3\text{kg}}^2 C_L S_w \\ C_L &= \frac{2W_{@3\text{kg}}}{\rho v_{@3\text{kg}}^2 S_w} \\ W &\text{ คือ น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม รวมกับน้ำหนักเครื่องบิน 6 กิโลกรัม} \\ \rho &\text{ คือ ความหนาแน่นของอากาศ (1.2 kg/m}^3\text{)} \\ v_{@3\text{kg}} &\text{ คือ ความเร็ววิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม (23.8 m/s)} \\ S_w &\text{ คือ พื้นที่ปีก (0.8 m}^2\text{)} \\ C_L &= \frac{2 \times 9.81 \times 9}{1.2 \times 23.8^2 \times 0.8} \\ &= 0.325 \end{aligned}$$

### พิจารณาแรงขับ (thrust) ที่น้ำหนักบรรทุก 3 กิโลกรัม

$$\begin{aligned}
 \text{จาก } \text{Thrust}_{@ 3 \text{ kg}} &= \frac{1.44W^2}{g\rho S_W C_{L \max} S_{lo@3kg}} + [D + \mu(w - L)]_{0.7V_{no@3kg}} \\
 &= 16.67 + [11.7 + 0.4(88.29 - 53.29)] \\
 &= 42.37 \text{ N}
 \end{aligned}$$

จากการทดสอบ Static thrust ของเครื่องยนต์โดยเร่งเครื่องยนต์ที่ความเร็วสูงสุดและใช้ตัวตั้งสปริงดังรูปที่ 6.1 ได้ แรงขับ (thrust) ของเครื่องยนต์ 6.5 กิโลกรัม หรือ 63.77 นิวตัน



รูปที่ 6.1 การทดสอบ Static thrust ของเครื่องยนต์

เพราะฉะนั้นยังเหลือแรงขับ (thrust) อีก  $63.77 - 42.37 = 21.4$  นิวตัน คาดการณ์ว่าจะสามารถบินขึ้น (Takeoff) ได้

การคาดการณ์ที่น้ำหนักบรรทุก 4 กิโลกรัม

การคาดการณ์ความเร็ววิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 4 กิโลกรัม

$$\begin{aligned} \text{จาก } mg = W_{@4 \text{ kg}} &= \frac{1}{2} \rho v_{@4 \text{ kg}}^2 C_L S_w \\ v_{@4 \text{ kg}}^2 &= \frac{2W_{@4 \text{ kg}}}{\rho C_L S_w} \\ &= \frac{2 \times 9.81 \times 10}{1.2 \times 0.325 \times 0.8} \end{aligned}$$

$$v_{@4 \text{ kg}}^2 = 628.85 \text{ m/s}$$

$$v_{@4 \text{ kg}} = 25.07 \text{ m/s}$$

เพราะฉะนั้น ความเร็ววิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 4 กิโลกรัม มีค่าประมาณ 25.07 m/s

การคาดการณ์ระยะทางวิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 4 กิโลกรัม

$$\begin{aligned} \text{จาก } S_{to} &= \frac{1.44W^2}{g\rho S_w C_L \{T - [D + \mu(w - L)]\}^{0.7} v_{to}} \\ &= \frac{1.44(9.81 \times 10)^2}{9.81 \times 1.2 \times 0.8 \times 1.3 \{63.77 - [12.18 + 0.4(84.35 - 67.03)]\}} \\ &= 92.4 \text{ m.} \end{aligned}$$

เพราะฉะนั้น ระยะทางวิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 4 กิโลกรัม มีค่าประมาณ 92.4 m

การคาดการณ์ที่น้ำหนักบรรทุก 5 กิโลกรัม

การคาดการณ์ความเร็ววิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 5 กิโลกรัม

$$\text{จาก } mg = W_{@5 \text{ kg}} = \frac{1}{2} \rho v_{@5 \text{ kg}}^2 C_L S_w$$

$$v_{@5 \text{ kg}}^2 = \frac{2W_{@5 \text{ kg}}}{\rho C_L S_w}$$

$$= \frac{2 \times 9.81 \times 11}{1.2 \times 0.325 \times 0.8}$$

$$v_{@5 \text{ kg}}^2 = 691.69 \text{ m/s}$$

$$v_{@5 \text{ kg}} = 26.3 \text{ m/s}$$

เพราะฉะนั้น ความเร็ววิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 5 กิโลกรัม มีค่าประมาณ 26.3 m/s

การคาดการณ์ระยะทางวิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 5 กิโลกรัม

$$\begin{aligned} \text{จาก } S_{to} &= \frac{1.44W^2}{g\rho S_w C_L \{T - [D + \mu(w - L)]\}_{0.7v_{to}}} \\ &= \frac{1.44(9.81 \times 11)^2}{9.81 \times 1.2 \times 0.8 \times 1.3 \{63.77 - [15.11 + 0.4(88.29 - 68.14)]\}} \\ &= 101.4 \text{ m.} \end{aligned}$$

เพราะฉะนั้น ระยะทางวิ่งขึ้น (Takeoff) ที่น้ำหนักบรรทุก 5 กิโลกรัม มีค่าประมาณ 101.4 m

#### 6.4 ปัญหาที่เกิดขึ้นในการทดสอบและแนวทางแก้ไข

1. ปีกอากาศยานที่สร้างเสร็จนั้นมีผิวไม่เรียบ ขรุขระ เนื่องจากผู้จัดทำยังขาดความชำนาญและประสบการณ์ในการสร้างปีกอากาศยาน
2. พื้น runway ของสนามบินไม่เรียบ เมื่อเครื่องบินวิ่งขึ้น (Takeoff) จึงทำให้วิ่งไม่ตรงทางตรง
3. ทักษะการควบคุมการบินของผู้จัดทำไม่เพียงพอ การดำเนินการแก้ไข คือ หาผู้มีประสบการณ์และมีทักษะการบังคับมาทำการทดสอบให้
4. เมื่อเครื่องบินขึ้นบินแล้วมีลมมากระทำ ทำให้การบินขาดเสถียรภาพ การดำเนินการแก้ไข คือ ทำการบินในเวลาเช้าที่ไม่ค่อยมีลม
5. การวัดสมรรถนะของเครื่องบินขณะบินทดสอบ เช่น ความเร็ว ระยะทาง หรือเวลา ค่าที่ได้ อาจเกิดความผิดพลาด ไม่ตรงกับความเป็นจริง เนื่องจากอุปกรณ์ไม่เอื้ออำนวย การดำเนินการแก้ไข คือ จัดหาอุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดโดยตรง

#### 6.5 ประโยชน์ที่ได้รับจากโครงการ

1. มีความรู้ความเข้าใจถึงระบบการทำงานของอากาศยาน โดยเฉพาะในส่วนขั้นตอนของการออกแบบปีกและกระบวนการสร้างปีกของอากาศยาน
2. มีความรู้ความเข้าใจในเรื่องของวัสดุคอมโพสิต
3. มีความรู้ความเข้าใจขั้นพื้นฐานในด้านการควบคุมการบินอัตโนมัติ

#### 6.6 แนวทางที่สามารถนำไปใช้ในอนาคต

เนื่องจากในปัจจุบันมีการใช้เครื่องบินขนาดเล็กอย่างแพร่หลาย โดยเฉพาะทางด้านการทหาร เพื่อรองรับภารกิจการสำรวจภูมิประเทศหรือสถานะแวดล้อมที่มีความเสี่ยงอันตรายต่อกำลังพลรวมถึงการขนส่งสิ่งของสัมภาระและการถ่ายภาพทางอากาศ โครงการนี้จึงมีส่วนสำคัญในการพัฒนาเครื่องบินขนาดเล็กที่มีอยู่เดิมให้มีความสามารถในการปฏิบัติการกิจข้างต้นได้อย่างครอบคลุม

**ประหยัดค่าใช้จ่ายและสะดวกต่อการใช้งาน**

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บรรณานุกรม

- [1] Abbott,I.H., and A.E. Vondoenhoff, Theory of wing sections., Dover., New York, 1959. [Book]
- [2] Steven A . Brandt .,and Randall J . Stiles , introduction to Aeronautics: A design Perspective., Reston., Virginia, 1997. [Book]
- [3] <http://www.community.spyhatyai.com> [Website]
- [4] พล.อ.ต.ปรีชา วรรณภูมิ., เอกสารประกอบการเรียนวิชาการออกแบบอากาศยาน 1. ภาควิชา วิศวกรรมการบิน และอวกาศ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์, 2548 [เอกสารประกอบการเรียน]
- [5] Charles E. Dole., and James E. Lewis, flight theory and aerodynamics, New York, 2000. [Book]
- [6] John D.Anderson, Jr., introduction to Flight., McGraw-Hill, New York, 2000. [Book]
- [7] Bruce R.Munson , Donald F. Young., Fundamentals of Fluid Mechanics, John Wiley & Sons, 2006. [Book]
- [8] รศ. มนตรี พิรุณเกษร., กลศาสตร์ของวัสดุ , วพ, กรุงเทพมหานคร, 2550. [Book]
- [9] Ansel C. Ugural ., Mechanics of Materials., John Wiley & Sons, Inc., 2007. [Book]
- [10] Daniel Gay, Suong V. Hoa., Composite Materials: Design and Applications, 2<sup>nd</sup> ed., CRC Press, New York, 2007. [Book]
- [11] Abdul-Hamid Zureick, Alan T. Nettles ., Composite Materials: Testing Design and Acceptance Criteria., ASTM, USA, 2002. [Book]
- [12] Michael W. Hyer, Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials., McGraw-Hill, Singapore. 1998. [Book]
- [13] ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. เอกสิทธิ์ นิสารัตนพร., เอกสารประกอบการสอนวัสดุผสม1 จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2010 [เอกสารประกอบการสอน]
- [14] <http://www.buddyvoyage.com/wizContent.asp?> [Website]
- [15] <http://www.easyairplanes.com/board/viewthread> [Website]